



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공학박사학위논문

반송파 위상 시간차분 측정치를 활용한
극심 도심숲 멀티패스 환경용
저가 정밀 차량항법 시스템에 관한 연구

A Study on Low-Cost High-Precision
Vehicle Navigation System
for Deep Urban Multipath Environment
Using Time Differenced Carrier Phase Measurement

2020 년 2 월

서울대학교 대학원

기계항공공학부

김 정 범

반송파 위상 시간차분 측정치를 활용한
극심 도심숲 멀티패스 환경용
저가 정밀 차량항법 시스템에 관한 연구

A Study on Low-Cost High-Precision Vehicle Navigation
System for Deep Urban Multipath Environment Using Time
Differenced Carrier Phase Measurement

지도교수 기 창 돈

이 논문을 공학박사 학위논문으로 제출함
2019 년 11 월

서울대학교 대학원
기계항공공학부
김 정 범

김정범의 공학박사 학위논문을 인준함
2019 년 12 월

위 원 장 : 김 유 단 (인)

부위원장 : 기 창 돈 (인)

위 원 : 박 준 용 (인)

위 원 : 허 문 범 (인)

위 원 : 전 상 훈 (인)

초 록

최근 자율주행 차량 개발에 대한 관심이 전세계적으로 매우 높으며 미국의 제너럴모터스 (GM), 웨이모 (Waymo), 구글 (Google)과 같은 기업들이 선도하여 관련 기술 개발에 많은 연구들이 진행되고 있다. 자율 주행차량은 스마트 크루즈 (Smart Cruise), 충돌 회피 (Collision Avoidance), 차선 이탈 방지 (Lane Keeping), 자율주행 (Automated Driving)과 같은 다양한 기능들이 결합되어 미래의 사용자에게 편안하고 안전한 운송수단으로써의 역할을 할 것으로 기대되고 있다. 본 연구에서는 위와 같은 자율주행 차량개발에 주요한 항법장치로 활용되고 있는 Vision 센서들과 함께 통합되어 사용되거나 혹은 단독으로 활용될 수 있는 GNSS/INS 기반 도심 환경용 정밀 차량 항법 시스템을 제안하였다.

기존의 도심 도심 환경에서 정밀 항법에 활용하는 고가의 다중주파수 GNSS 수신기를 기반으로 하는 방식과 달리 저가 단일주파수 GNSS 수신기 기반에서도 사용가능한 방안을 제시하였다. 이는 직접적으로 반송파 위상 측정치를 활용하는데 있어 미지정수를 결정하기 위해 고가의 다중주파수 GNSS 수신기나 외부 보정정보가 필수적인 점을 보완하고 저가 GNSS 수신기에서도 활용할 수 있도록 시간차분된 반송파 위상 측정치를 활용한다. 반송파 위상 시간차분 측정치를 기반으로 추정된 상대위치는 기존에 알고 있는 위치에 누적하여 절대위치를 결정하게 된다.

본 연구에서 활용하고자하는 반송파 위상 측정치는 반드시 사이클슬립 검출 알고리즘을 포함해야한다. 사이클슬립은 항법 시스템에 지속적인 오차를 유발 할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 INS를 기반으로한 사이클슬립 검출 알고리즘을 활용하였으며 TDCP/INS 구조의 항법 시스템을 제안하였다. 또한 TDCP와 INS를 결합하는데 있어 최적의 성능을 발휘 할 수 있도록 하는 필터를 설계하였다. TDCP 측정치는 일반 EKF를 통해 INS와 결합했을 때

최적의 성능을 가질 수 없다. 이는 TDCP가 현재와 이전의 정보를 포함함으로써 EKF의 기본 가정인 현재 정보로만 이루어져야함을 위배한다. 따라서 본 연구에서는 기존의 Delayed State Filter 개념과 함께 업데이트 주기에 따른 잡음의 상관성에 대해 분석하고 이를 기반으로 TDCP/INS 결합시 최적의 필터를 설계하였다. 설계된 필터는 시뮬레이션과 실측실험을 통해 성능이 검증되었다.

앞선 TDCP/INS 최적 결합 필터설계 연구결과와 함께 도심환경에서 고려해야 할 여러 요소에 대해 정리하였다. 이를 통해 제안하는 저가 정밀 차량항법 시스템이 최적의 성능을 가질 수 있도록 항법 시스템을 구성하였다. 기본적으로 다중위성군을 활용함에 있어 시스템간의 시계 차이가 항법정확도에 큰 영향을 주지 않음을 분석하고 실제로 추정하지 않는 항법 시스템을 구성하여 도심환경의 제한된 가시위성수 조건에서도 더 높은 가용성 성능을 발휘 할 수 있도록 하였다. 또한 이러한 높은 가용성 확보를 토대로 사이클슬립 검출 알고리즘 설계시 고장검출 실패에 대한 확률을 최대한 낮게 설정할 수 있었다.

본 제안 항법 시스템의 성능 검증을 위하여 국내에서 가장 도심환경이라고 알려져있는 강남 테헤란로에서 실측 주행실험을 진행하였다. 기존의 저가 단일주파수 GNSS 수신기 기반으로 최대 수백m 수준의 위치오차를 유발하는 극심 도심환경에서도 제안 항법 시스템은 일정시간 내 초기위치 대비 0.17m의 수평 RMS 오차와 최대 0.43m 수평위치오차 성능을 확인하였다. 따라서 이러한 결과를 통해 제안한 저가 정밀 차량 항법시스템이 극심 도심 숲 멀티패스 환경에서 강건한 정밀 항법 차량 시스템으로써 이용될 수 있음을 확인하였다.

주요어: GPS, 반송파 위상 시간차분 측정치, INS, 도심숲, 멀티패스

학 번: 2014-31043

목 차

1장. 서 론	1
1. 연구 동기 및 목적	1
2. 연구 동향	3
3. 연구 내용 및 방법	4
4. 연구 결과의 기여도	6
2장. GNSS/INS 복합 항법 시스템	9
1. GNSS (Global Navigation Satellite System)	9
1) GNSS 개요	9
2) GNSS의 구성 요소	12
3) GNSS의 측정치	16
4) GNSS의 오차요소	19
5) GNSS의 항법 성능	36
2. INS (Inertial Navigation System)	40
1) INS 개요	40
2) INS 센서 종류	43
3) INS 오차요소	46
4) INS Mechanization	47
3. GNSS/INS 복합항법	48
1) GNSS/INS 복합항법 개요	48
2) Extended Kalman Filter 개요	52
3장. TDCP/INS 복합 항법	57
1. 반송파 위상 시간차분 측정치	57
1) 반송파 위상 시간차분 측정치 개요	57
2) 반송파 위상 시간차분 측정치 기반 상대항법 알고리즘	59
3) 반송파 위상 시간차분 측정치 기반 상대항법 정확도	62
4) 반송파 위상 시간차분 측정치 기반 상대항법 특징	73

5) 반송파 위상 시간차분 측정치 기반 상대항법 기타 알고리즘	76
2. TDCP/INS 복합 항법 시스템 설계.....	80
1) TDCP/INS 복합항법 시스템 개요	80
2) TDCP/INS 복합항법 시스템 기본 설계	81
3) TDCP/INS 복합항법 시스템 최적 설계	86
4) TDCP/INS 복합항법 시스템 최적 설계 성능 검증	90
4장. 극심 도심숲 멀티패스 환경용 저가 정밀 차량 항법 시스템 ..	112
1. 극심 도심숲 멀티패스 환경	112
1) 도심숲 멀티패스 환경용 기존 항법 시스템.....	112
2) 반송파 위상 시간차분 측정치 기반 항법시스템 개요.....	114
2. INS기반 Cycle Slip 검출 알고리즘.....	118
1) Cycle Slip 알고리즘 개요	118
2) INS 기반 Cycle Slip 검출 알고리즘	119
3. 다중위성군 기반, 항법 성능 향상 방안.....	123
1) 다중위성군 기반, Cycle Slip 검출 알고리즘 성능 설계	123
2) 위성군별 시스템 시계 차이 고려 방안	127
4. 도심 환경용, 저가 정밀 차량 항법 시스템	133
1) 저가 정밀 차량항법 시스템 개요	133
2) 저가 정밀 차량항법 시스템 방정식	134
3) 성능 검증을 위한 실측 실험 환경	136
4) 실측 주행 실험 결과	143
5장. 결론 및 향후 과제.....	156
참고 문헌.....	161

List of Figures

Figure 2-1. GNSS의 구성요소.....	12
Figure 2-2. 각 위성군의 궤도 정보 [32].....	13
Figure 2-3. GNSS 위성군 신호 대역 [33].....	14
Figure 2-4. 미국 GPS의 관제 부분 시설 위치 [34].....	15
Figure 2-5. GLONASS 위성군 공식 홈페이지 [39].....	18
Figure 2-6 Keplerian Orbit Elements [43].....	20
Figure 2-7. GPS 위성위치 계산 방법 (ICD-200) [22].....	21
Figure 2-8. 대기권의 구조.....	23
Figure 2-9. Klobuchar 모델 사용방법 [50]	24
Figure 2-10. 대류층 오차 예측 결과 [54]	25
Figure 2-11. Multipath interference and NLOS reception [55]	26
Figure 2-12. 수신기 Correlator (Multipath Interference).....	27
Figure 2-13. Left & Right Circular Polarization [59]	28
Figure 2-14. Panoramic Sky-Pointing Camera	30
Figure 2-15. 3D 도시 모델.....	32
Figure 2-16. 양각에 따른 잡음 오차 경향 [66].....	33
Figure 2-17. 위성배치에 따른 DOP [68]	35
Figure 2-18. 항법 성능 피라미드 [62].....	37
Figure 2-19. 가용성 기준 (좌: 가용적, 우: 비가용적).....	40
Figure 2-20. INS 구조 [76]	41
Figure 2-21. Gimbaled System (Stable Platform) [77].....	42
Figure 2-22. 3D Strapdown INS [78]	43
Figure 2-23. Applications of Gyroscope Technology	45
Figure 2-24. Applications of Accelerometer Technology.....	45
Figure 2-25. GNSS/INS 통합항법 시스템 오차 예시.....	50
Figure 2-26. Extended Kalman Filter 예시 (GPS/INS).....	56
Figure 3-1. Carrier Phase Measurements at time epoch t1 and t2.....	59
Figure 3-2. Doppler Measurements based Velocity Errors (ENU)	63
Figure 3-3. TDCP Measurements based Velocity Errors (ENU).....	64

Figure 3-4. Skyplot (in Simulation)	66
Figure 3-5. Static Simulation Result (TDCP based Position Accuracy).....	67
Figure 3-6. Tropospheric Delay (in Simulation).....	68
Figure 3-7. 기준국 안테나 설치 모습 (서울대학교 312동 옥상).....	70
Figure 3-8. (좌) 기준국 안테나, (우) 기준국 수신기.....	71
Figure 3-9. Skyplot (in Real Static Test)	71
Figure 3-10. Static Test Result (TDCP based Position Accuracy).....	72
Figure 3-11. Time Histroy of Horizontal Error.....	74
Figure 3-12. Time History of Vertical Error	74
Figure 3-13. Number of Visible Satellite.....	76
Figure 3-14. Time History of ENU Position Errors (상대 위치 누적).....	79
Figure 3-15. Time History of ENU Position Errors (상대 측정치 누적).....	79
Figure 3-16. TDCP/INS 복합 항법 시스템 구성	80
Figure 3-17. 상대위치 벡터들의 관계 (TDCP/INS)	82
Figure 3-18. 데이터 출력의 관계 (1Hz GPS & 3Hz INS)	87
Figure 3-19. x축 가속도계 출력 (Preliminary Test).....	91
Figure 3-20. x축 각속도계 출력 (Preliminary Test).....	91
Figure 3-21. Dynamic User Trajectory (Simulation)	94
Figure 3-22. Horizontal Result (Simulation, 센서 고유 잡음).....	95
Figure 3-23. Horizontal Result (Simulation, 2.5배 잡음).....	95
Figure 3-24. Horizontal Result (Simulation, 5배 잡음).....	96
Figure 3-25. Horizontal Result (Simulation, 실제 잡음 수준).....	96
Figure 3-26. Horizontal Accuracy (잡음수준별).....	98
Figure 3-27. Horizontal 3σ (잡음수준별)	99
Figure 3-28. 실험 장비 구성	100
Figure 3-29. 실험 차량 (동적 사용자).....	101
Figure 3-30. 동적 차량의 주행궤적	102
Figure 3-31. 가시위성 수.....	102
Figure 3-32. Skyplot (GPS 위성군)	103
Figure 3-33. Horizontal Result (실측 실험, 센서 고유 잡음)	104
Figure 3-34. Horizontal Result (실측 실험, 2.5배 잡음).....	104

Figure 3-35. Horizontal Result (실측 실험, 5배 잡음).....	105
Figure 3-36. Horizontal Result (실측 실험, 실제 잡음 수준).....	105
Figure 3-37. Horizontal Accuracy (잡음수준별).....	107
Figure 3-38. Horizontal 3σ (잡음수준별).....	107
Figure 3-39. Horizontal Results (대조군, MC 시뮬레이션).....	109
Figure 3-40. Horizontal Results (제안, MC 시뮬레이션).....	110
Figure 4-1. 도심숲 멀티패스 환경, 기준 수신기들의 위치해.....	113
Figure 4-2. 사이클슬립 발생 예시.....	115
Figure 4-3. GNSS 신호 추적 방해 요소 예시 (도심 환경).....	116
Figure 4-4. 도심환경에서의 GNSS 위성의 가시성 예시 [107].....	117
Figure 4-5. TDCP와 INS 기반 상대위치 관계 (정상 상태).....	119
Figure 4-6. TDCP와 INS 기반 상대위치 관계 (고장 상태).....	120
Figure 4-7. 사이클슬립 검출 모니터링 값의 확률 분포 예시.....	124
Figure 4-8. GPS와 GLONASS Time Offset 추정 결과 (다중 기준국) [122].....	129
Figure 4-9. GPS와 GLONASS Time Offset 추정 결과 (단일 기준국) [123].....	130
Figure 4-10. 가시위성 개수 (GPS와 GLONASS).....	131
Figure 4-11. 수평, 수직 위치정확도 (시스템 시계 차이 고려 유/무).....	132
Figure 4-12. 도심숲 환경용 저가 정밀 차량항법 시스템 (전체 블록선도).....	133
Figure 4-13. 극심 도심숲 환경 모습 1 (강남 테헤란로).....	137
Figure 4-14. 극심 도심숲 환경 모습 2 (강남 테헤란로).....	137
Figure 4-15. 실험 장비 구성 (도심 실측 실험).....	139
Figure 4-16. 주행 차량 (도심 실측 실험).....	139
Figure 4-17. 차량 주행 속도 (도심 실측 실험).....	140
Figure 4-18. 차량 주행 궤적 (도심 실측 실험).....	141
Figure 4-19. 가시위성 수 (도심 실측 실험).....	141
Figure 4-20. Skyplot (도심 실측 실험).....	142
Figure 4-21. 제안 항법 시스템의 수평 궤적 (실측 도심 실험).....	144
Figure 4-22. 제안 항법 시스템의 수직 궤적 (실측 도심 실험).....	144
Figure 4-23. 제안 항법 시스템의 수평 오차 (실측 도심 실험).....	145
Figure 4-24. 제안 항법 시스템의 수직 오차 (실측 도심 실험).....	146

Figure 4-25. 제안 항법 시스템의 ECEF 오차 및 신뢰수준 (실측 도심 실험)	147
Figure 4-26. ENU 위치 오차 (Time History)	148
Figure 4-27. 도심환경 저가 수신기 출력 위치해 비교	150
Figure 4-28. ENU 위치 오차 (Time History)	151
Figure 4-29. 실험 궤적 (장시간 도심 실측 실험)	153
Figure 4-30. ENU 위치 오차 (Time History) – 장시간	154

List of Tables

Table 2-1. 오차 요인 종합	36
Table 2-2. ICAO RNP 기준 [72]	38
Table 2-3. IMU Grade (Gyro Angular Random Walk)	44
Table 2-4. IMU Grade (Accelerometer Bias)	44
Table 2-5. GNSS와 INS 장단점 비교	49
Table 3-1. Position of Reference Station	69
Table 3-2. Filter Configurations	90
Table 3-3. 3축 가속도계 측정치 잡음수준 (Engine On/Off)	92
Table 3-4. 3축 각속도계 측정치 잡음수준 (Engine On/Off)	92
Table 3-5. Horizontal Results (Simulation)	97
Table 3-6. Horizontal Results (실측 실험)	106
Table 3-7. Horizontal Results (Monte Carlo Simulation)	110
Table 3-8. Computational Load Comparison	111
Table 4-1. RMS 위치 오차 (ENU)	149
Table 4-2. 최대 위치 오차 (ENU)	149
Table 4-3. RMS 위치 오차 (ENU)	151
Table 4-4. 최대 위치 오차 (ENU)	152
Table 4-5. RMS 위치 오차 (ENU) – 장시간	154
Table 4-6. 최대 위치 오차 (ENU) – 장시간	155

1장. 서론

1. 연구 동기 및 목적

최근 자율주행 차량 개발에 대한 관심이 매우 높으며 미국의 제너럴모터스 (GM), 웨이모 (Waymo), 구글 (Google)과 같은 기업들이 선도하여 관련 기술 개발에 많은 연구들이 진행되고 있다. 자율 주행차량은 스마트 크루즈 (Smart Cruise), 충돌 회피 (Collision Avoidance), 차선 이탈 방지 (Lane Keeping), 자율주행 (Automated Driving)과 같은 다양한 기능들이 결합되어 미래의 사용자에게 편안하고 안전한 운송수단으로써의 역할을 할 것으로 기대되고 있다. 위와 같은 기능을 수행하기 위해서는 정밀 항법 기술이 반드시 필요하며 이를 위해 고가의 GNSS (Global Navigation Satellite System) 수신기뿐만 INS (Inertial Navigation Sensor), 속도계와 같은 기본 센서들과 함께 Vision 관련 센서들이 개발에 많이 활용되고 있다. 하지만 대부분의 연구들에서는 Vision 관련 센서들을 통한 정밀 항법을 수행하는 방식을 사용하고 있는 실정이다 [1]–[3]. 이는 주로 도심환경에서 GNSS를 통한 항법이 안정적으로 이루어질 수 없다는 한계에 의한 것으로 판단된다. 실제로 도심환경에서는 위성으로부터 송신된 GNSS 신호가 다양한 방해요소들에 의해 차단되거나 반사되면서 극심한 멀티패스 오차를 가지게 된다. 멀티패스 오차는 시간에 따라 급변하는 특성이 지니며 이를 통해 급작스러운 위치해 점프 현상이 발생할 수 있다. 실제 주행하는 차량의 사용자에게 대해 생각해본다면, 급격한 위치해 점프 현상은 사고를 발생시켜 사용자 안전에 대한 위협이 될

수 있다. 또한 이러한 멀티패스 오차는 모델링이 불가하기 때문에 완전히 측정치에서 제거하거나 유발할 수 있는 위치오차의 크기를 예측하는 것은 힘든 실정이다. 따라서 대부분의 연구들이 Vision 관련 센서들을 기반으로 극심 도심 환경에서의 항법을 수행하고자 한다.

Vision 관련 센서로 구분할 수 있는 센서들은 크게 Camera, RADAR (Radio Detection And Ranging), LiDAR (Light Detection And Ranging)이다 [4]. Camera와 RADAR의 경우, 주로 차량의 충돌회피 및 거리유지를 목적으로 사용된다. LiDAR의 경우, 차량의 충돌회피 및 거리유지와 같은 기능을 수행하는데도 활용되며 위치 탐색을 위한 주요 센서로 임무를 수행하고 있다. LiDAR를 통한 위치결정 방식을 간단히 설명하면 LiDAR 센서를 통해 주변 환경에 대한 탐색을 하며 특이점으로 구분해낼 수 있는 환경적 요소를 정밀지도 DB (Data Base)와 비교하여 자신의 위치를 결정한다. 따라서 LiDAR 센서를 통한 위치 결정 정확도는 주변 환경의 특이점 구분이라고 생각할 수 있으며 환경적 요소들에 의해 성능이 제한적일 수 있다. 실제로 야간, 눈, 비, 안개와 같은 환경에서 가시성이 떨어지면서 제한적인 성능을 가질 수 있음을 밝힌 연구들이 존재한다 [5]. 또한 Vision 관련 센서를 통한 항법이 Failure한 상황이 발생할 수도 있다. 결과적으로 Vision 관련 센서들만을 활용한 항법 시스템은 제한적인 상황에서 안전한 정밀 위치 제공이 불가능하다고 생각할 수 있다.

따라서 본 연구에서는 이러한 Vision 센서들과 함께 통합되어 보다 강한 항법 시스템을 구성하도록 하거나 단독으로 활용될 수 있는 GNSS/INS 기반 도심환경용 정밀 차량항법 시스템을 제안하였다. GNSS를 통한 절대위치의 제공은 LiDAR의 필요 탐색 영역을 감소시킬 수 있어 계산량의 이득을 발생시킨다. 본 연구에서는 시장성을 고려하여 저가 GNSS 수신기와 저가 INS만을 사용하여 시스템을 구성하였으며 현재까지 저가 GNSS 수신기를 기반으로 도심에서 정밀 항법을 수행하기에는 부족했던 기존 연구들에 비해 높은 수준의 정밀 정확도를 목표로 항법 시스템을 설계하였다.

2. 연구 동향

극심 도심환경을 위한 GNSS 기반 항법 시스템은 크게 고가의 다중주파수 GNSS 수신기를 활용한 방식과 저가의 단일주파수 GNSS 수신기를 활용한 방식으로 나눌 수 있다. 또한 극심 도심환경에서 발생하는 멀티패스 오차에 오염된 측정치를 직접적으로 활용하지 않고 그들이 발생하는 특징에 대해 매칭 방법을 기반으로 한 연구들도 최근 많이 소개되고 있다.

먼저 고가의 다중주파수 GNSS 수신기를 기반으로 하는 방법은 반송파 위상 측정치를 직접적으로 활용한다 [6]–[8]. 반송파 위상 측정치는 의사거리 측정치에 비해 멀티패스 오차에 강건하고 작은 잡음 수준을 가진다는 장점이 있다. 따라서 극심 도심지에서 보다 정밀하고 안정적인 항법해를 제공한다. 대부분의 연구들은 sub 미터급의 오차를 보이며 최대 cm 수준의 정확도를 보이기도 한다. 하지만 이들은 모두 고가의 장비를 필수적으로 한 방법이기 때문에 저가 GNSS 수신기 일반 사용자들은 활용할 수 없는 방법이다. 지속적으로 가격 절감과 단일주파수 수신기 기반의 방안들이 제시되고 있지만 외부 보정정보 데이터와 초기 수렴시간이 필수적이라는 제한을 가진다.

저가의 단일주파수 GNSS 수신기를 활용한 연구들은 의사거리 측정치를 기반으로 항법을 수행한다. 따라서 극심 도심환경에서 발생하는 의사거리 측정치의 멀티패스 오차를 해결하기 위한 노력이 대부분이다. 하지만 멀티패스 오차를 완벽히 제거하여 sub 미터급 수준의 정확도를 보인 연구들은 현재까지 없으며 연구들의 대부분은 멀티패스 오차의 영향을 약화하는 수준으로 수십 m 수준의 항법 정확도를 보인다 [9]–[11].

마지막으로 멀티패스 오차에 오염된 측정치를 직접적으로 활용하지 않고 그들이 발생하는 특성을 활용하여 매칭하는 방식들은 새로운 방안으로 관심이 높지만 아직까지는 수십 m 수준의 정확도를 보이는 수준이다 [12], [13].

본 연구에서 활용하고자 하는 반송파 위상 시간차분 (TDCP, Time

Differenced Carrier Phase) 측정치를 기반으로 하는 연구들도 존재한다. 이들은 대부분 개활지 환경에서의 정밀속도 추정을 위해 TDCP 측정치를 활용하고 있으며 극심 도심환경에서 이를 사용한 연구는 드물다 [14], [15]. 또한 TDCP 측정치를 INS와 결합시에 속도 영역의 측정치로 구분하여 필터를 설계하거나 단순화 모델링을 진행하여 필터를 설계하는 연구들이 소개되었다. TDCP 측정치는 현재 시간에 대한 정보뿐만 아니라 이전 시간에 대한 정보를 포함하고 있다. 따라서 현재 시간에 대한 정보로만 구성되어 있어야 함을 가정하는 일반 Kalman Filter (KF)를 통해 INS와 결합될 수 없다. 이에 많은 연구들에서 일반 KF 구조에 맞게 TDCP 측정치를 근사화 시켜 INS와 결합시키는 연구가 주로 진행되었다 [16]–[19]. 또한 근사화 시키는 방법이 아닌 TDCP 측정치의 직접적인 모델링을 활용하여 새로운 측정치 모델을 구성하고 INS와 결합하는 연구도 소개되었지만 정확한 방법으로 모델이 구성되지 못하여 적정 성능을 보장하지 못하였다 [20]. 위의 연구들은 TDCP 측정치를 근사화하여 활용하거나 정확한 측정치 모델을 구현하지 못함에 따라 최적의 필터 추정성능을 제시하지 못하였고 이에 따른 신뢰수준 제공 및 분석에 대한 연구 결과 또한 제시하지 못하였다.

3. 연구 내용 및 방법

본 연구에서는 도심 환경에서 활용할 수 있는 저가 정밀 차량항법 시스템을 제안하였다. 극심 도심환경에서 의사거리 측정치에 비해 반송파 위상 측정치가 가지는 장점을 분석하고 이를 저가 GNSS 수신기에서도 활용할 수 있는 방안을 제시하였다. 반송파 위상 측정치를 직접적으로 항법에 사용하기 위해서는 미지정수를 빠르고 정확하게 결정하기 위하여 고가의 다중주파수 GNSS 수신기 및 외부의 보정정보가 필수적이지만 시간차분하여 사용하는 경우에 더 이상 미지정수를 결정할 필요가 없다. 따라서 본 연구에서는 저가

단일주파수 GNSS 수신기의 반송파 위상 시간차분 측정치 (TDCP)를 기반으로 정밀 항법 시스템을 구현하였다.

먼저 본 연구에서는 반송파 위상 시간차분 측정치를 통해 위치 결정하는 방식을 정리하고 실제 데이터를 활용하여 획득 가능한 상대항법 정확도 수준을 확인하였다. 또한 TDCP 측정치와 INS를 결합한 구조의 도심환경용 정밀 차량항법 시스템을 제안하기에 앞서 최적의 성능을 가질 수 있도록 하는 필터 설계에 대해 연구를 진행하였다. TDCP 측정치는 일반 Extended KF (EKF)를 통해 INS와 결합했을 때 최적의 성능을 가질 수 없다. 이는 TDCP가 현재와 이전의 정보를 포함함으로써 EKF의 기본 가정인 현재 정보로만 이루어져야함을 위배한다. 따라서 기존에 도플러 측정치를 기반으로한 속도 데이터와 INS를 결합하는데 주로 활용되었던 Delayed State Filter 개념을 확장하여 TDCP와 INS를 결합하는 필터를 설계하였다. 이때 TDCP와 INS의 업데이트 주기 차이에 의해 발생하는 잡음의 상관성을 고려하여 수식적으로 정리하고 최종 필터를 설계하였다. 이는 시뮬레이션과 실측 실험을 통해 성능 검증이 수행되었다.

이후 TDCP/INS 최적 결합 필터설계 연구결과와 함께 도심환경에서 고려해야 할 여러 요소에 대해 정리하여 제안하는 저가 정밀 차량항법 시스템이 도심환경에서 최적의 성능을 가질 수 있도록 항법 시스템을 구성하였다. 반송파 위상 측정치에 발생할 수 있는 사이클슬립 현상은 지속적인 항법 오차를 유발할 수 있기 때문에 반드시 처리해야한다. 하지만 저가 단일 주파수 GNSS 수신기의 제한된 정보로 인해 기존에 널리 쓰이는 다중주파수 정보에 기반한 사이클슬립 검출 알고리즘을 활용할 수 없으며 본 연구에서는 INS를 기반으로한 사이클슬립 검출 알고리즘을 사용하였다. 이때 저가 INS를 기반으로 하여 발생할 수 있는 성능 저하를 방지하기 위하여 다중위성군을 활용한 항법 시스템을 구성하였다. 다중위성군을 활용함에 따라 증가한 가시위성을 근거로 사이클슬립 검출 알고리즘 설계시에 고장검출 실패에 대한 확률을 최대한 낮게 설정할 수 있었다. 또한 가용성 증가를 위해 다중위성군을

활용함에 있어 시스템간의 시계 차이가 항법정확도에 큰 영향을 주지 않음을 분석하고 실제로 추정하지 않는 항법 시스템을 구성하였다.

마지막으로 국내에서 가장 도심환경이라고 알려져있는 강남 테헤란로에서 실측 주행실험을 진행하여 항법 정확도를 확인하고 기존의 저가 GNSS 수신기로 계산할 수 있는 항법 결과와 함께 비교 분석하여 본 제안 항법 시스템의 성능 검증을 수행하였다.

4. 연구 결과의 기여도

본 논문에서는 극심 도심숲 멀티패스 환경에서 활용할 수 있는 새로운 형태의 저가 정밀 차량 항법 시스템을 제안하고 개발한 것을 가장 큰 기여할 수 있다. 기존의 도심숲 환경에서 정밀항법을 제공할 수 있는 시스템에 비해 저가형 센서만을 활용한 항법 시스템을 제안하였다. 주로 개활지 환경에서 정밀 속도 추정에 활용되던 반송파 위상 시간차분 측정치를 기반으로 도심환경에서 강건한 항법 시스템을 구현할 수 있음을 제시하였다. 또한 위와 같은 저가 정밀 차량항법 시스템을 제안하고 구성하는 과정에서 다음과 같은 추가적인 기여를 하였다.

첫째로 반송파 위상 시간차분 (TDCP) 측정치의 특성을 고려하여 INS와 결합시의 최적의 성능을 가질 수 있는 필터를 제안하였다. 기존의 연구들은 TDCP 측정치를 일반 EKF에 적용하기 위한 근사방법을 사용하였다. 본 논문에서는 이와 달리 TDCP 측정치를 직접적으로 모델링하여 새로운 형태의 측정치 모델을 구성하였으며 TDCP와 INS의 업데이트 주기 차이를 고려한 잡음의 상관성 발생을 수식적으로 정리하였다. 이를 통해 기존의 연구들이 제시하지 못한 신뢰수준에 대한 분석을 수행하였다. 이는 시뮬레이션과 실측 실험을 통해 기존의 필터와 대비하여 성능이 개선됨을 확인하였다.

둘째로 다중위성군 측정치를 활용함에 있어 필수적으로 추정해야하는 시

시스템간 시계차이에 대해 분석하고 반송파 위상 시간차분 측정치 기반 항법 알고리즘에서 이를 직접적으로 추정하지 않게 함으로써 가용성을 최대화 할 수 있는 항법 시스템을 구성하였다. 이는 도심환경에서 보다 빈번히 발생하여 항법 시스템에 지속적인 오차를 유발할 수 있는 사이클슬립 현상에 대한 검출 알고리즘 설계시에 고장 검출 실패에 대한 확률을 낮게 설정할 수 있는 근거로 활용되었다.

2장. GNSS/INS 복합 항법 시스템

1. GNSS (Global Navigation Satellite System)

1) GNSS 개요

GNSS는 지구를 중심으로 회전하는 인공위성으로부터 발생한 신호가 사용자로부터 도달하는 시간을 측정하는 것을 기반으로하여 사용자의 3차원 위치, 속도와 시간을 계산하는 방식의 위성 항법 시스템을 말한다 [21]. 1970년대 미국에서 처음으로 GPS (Global Positioning System)란 명칭으로 개발되었으며 초기에는 군사적 목적으로만 활용되었다[22]. 이후 민간에 개방되어 오늘날에는 많은 사용자들이 스마트폰이나 차량용 네비게이션에 탑재된 GNSS 수신기를 기반으로 자기 자신의 위치 및 시간에 대한 정보를 계산하는데 이를 활용하고 있다. 미국에서 개발된 GPS 위성군을 시작으로 많은 국가 및 연합에서 새로운 위성군을 개발하여 구축하였으며 각 위성군에 대한 내용을 아래와 같이 정리할 수 있다 [23]–[29].

- GPS – 미국

- NAVSTAR (NAVstar System with Timing And Ranging)란 이름으로 1973년 개발 시작 (군용목적)
- 총 31개의 MEO (Medium Earth Orbit) 위성으로 구성
- Global 서비스를 목표로 개발

- CDMA (Code-Division Multiple Access) 통신 방식
- 1983년 대한항공 (KAL) 007편 피격 사건을 계기로 GPS 민간 개방
- 2000년 고의잡음 (SA, Selective Availability) 제거
- 현재 민간용 신호의 추가 및 성능향상과 같은 GPS 단계적 현대화 진행 중

- **GLONASS – 러시아**

- 미국의 GPS 개발 시작 이후, 1982년 첫번째 위성 발사
- 24개의 MEO 위성으로 구성
- Global 서비스를 목표로 개발
- FDMA (Frequency Division Multiple Access) 통신 방식
- FDMA 방식에 따른 위성 마다 지정된 주파수를 가짐
- 같은 주파수 신호를 방송하는 위성들이 같은 궤도면에 존재

- **Galileo – 유럽연합**

- 1994년 개발을 시작으로 2005년 첫번째 위성 발사
- 총 30개의 MEO 위성을 목표로 구축 중
- Global 서비스를 목표로 개발
- CDMA 통신 방식
- 현재 계획 대비 부족한 수의 위성 운용
- 미국의 GPS와 함께 다양한 방면으로 활용될 계획을 가짐

- **BeiDou – 중국**

- 1980년대 개념적 설계를 시작으로 개발 시작 (총 3단계로 구성)
 - 2000년 첫 위성을 발사하며 1 단계 개발 시작
 - 2020년 개발완료를 목표로 하였지만 2년 앞당긴 2018년 총 30개 이상의 위성을 운용하며 Global 서비스 시작
 - 5개의 정지궤도위성 (Geostationary Earth Orbit, GEO), 30개 이상의 MEO와 IGSO (Inclined GeoSynchronous Orbit) 위성으로 구성
 - 아시아 지역에서 많은 수의 가시위성을 통해 가용성 증가
- **QZSS (Quasi-Zenith Satellite System) – 일본**
 - 준천정 (Quasi-Zenith)란 이름의 새로운 궤도를 제안
 - 장시간 교양각으로 위성신호 수신 가능
 - 독자 지역항법 시스템을 목표
 - 2010년 첫번째 위성 발사 후 지속적 개발

2) GNSS의 구성 요소

GNSS 시스템은 크게 아래의 Figure 2-1과 같이 우주부분, 관제 부분, 사용자 부분으로 분류할 수 있다 [30].

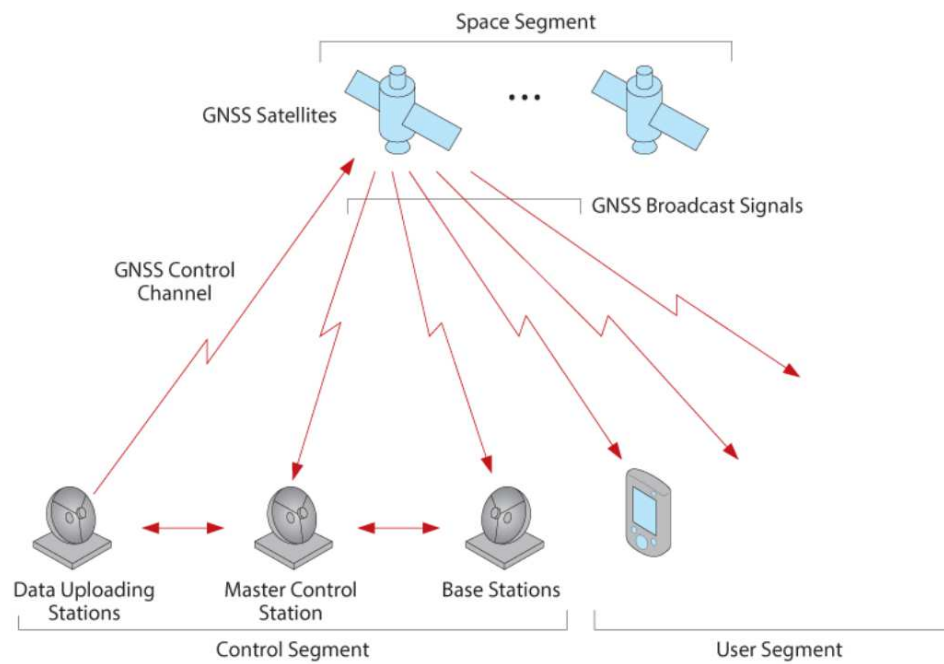


Figure 2-1. GNSS의 구성요소

● 우주 부분 (Space Segment)

우주 부분은 지구에서 약 20,000km 거리를 가지고 회전하는 궤도의 GNSS 위성으로 구성된다. 각 위성군 마다 고유의 궤도를 가지고 있으며 Figure 2-2를 통해 자세한 궤도에 대한 정보를 확인 할 수 있다. GNSS 위성들은 전 지구 지역에서 항상 4개 이상의 위성이 보이도록 설계되어 배치하고 있다. 위성을 통해 방송되는 항법 신호는 반송파 신호를 통하여 사용자

에게 전달된다. 이때 반송파 신호는 위성에 탑재된 원자시계에 기반하여 L 밴드 대역의 주파수로 조정되어 방송된다 [31].

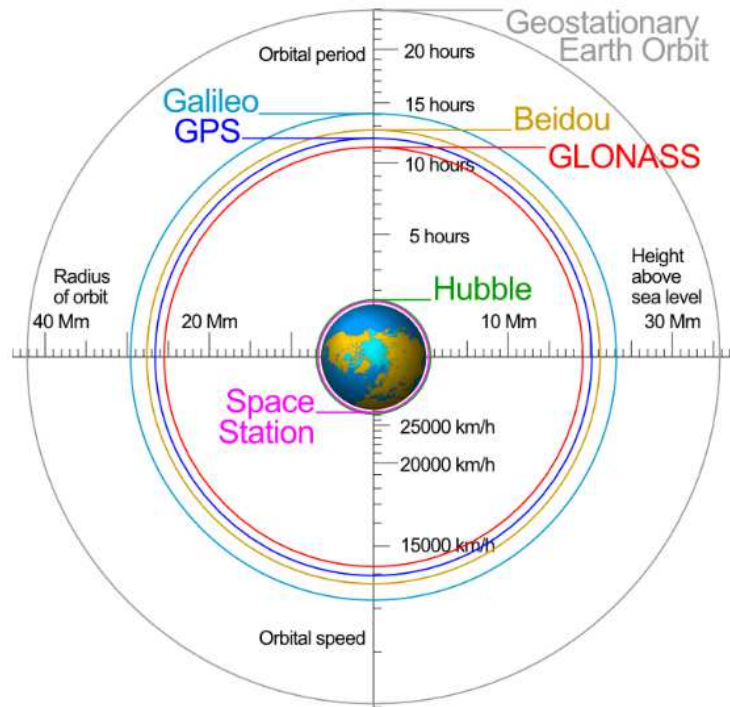


Figure 2-2. 각 위성군의 궤도 정보 [32]

GPS에 사용되는 대표적인 L밴드로는 중심 주파수에 따라 L1 (1575.42 MHz), L2 (1227.60 MHz), L5 (1176.45 MHz)와 같다. 다른 위성항법 시스템도 중심주파수는 약간 다르지만 L밴드 내에 있는 주파수를 사용하고 있다. 이를 자세히 나타내면 아래의 Figure 2-3과 같다.

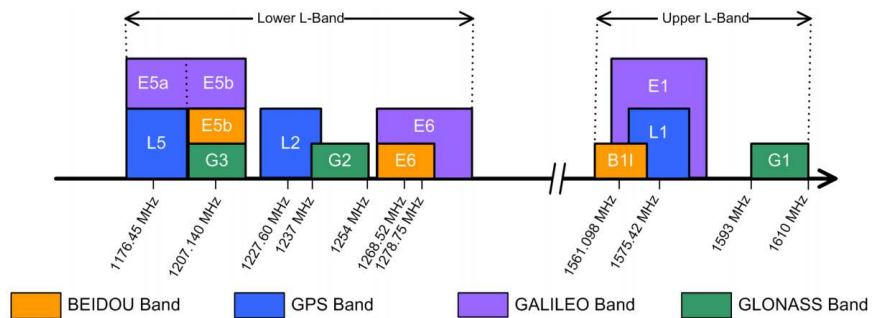


Figure 2-3. GNSS 위성군 신호 대역 [33]

● 관제 부분 (Control Segment)

위성항법시스템의 관제 부분은 전 세계에 분포한 여러 모니터링 기준국과 수집한 데이터를 처리해서 관리하는 마스터 제어 기준국으로 구성된다. 모니터링 기준국에서는 GNSS 위성을 추적하여 이들의 궤도 및 신호전송과 관련된 성능을 분석하고 궤도정보를 포함한 위성이 방송해야할 데이터를 업로드해주는 역할을 한다. 현재 미국의 GPS의 OCS (Operational Control Segment)는 실제로 Figure 2-4와 같이 마스터 제어 기준국, 대체 마스터 제어 기준국, 11개의 명령 및 제어 안테나와 16개의 모니터링 기준국으로 구성되어있다.

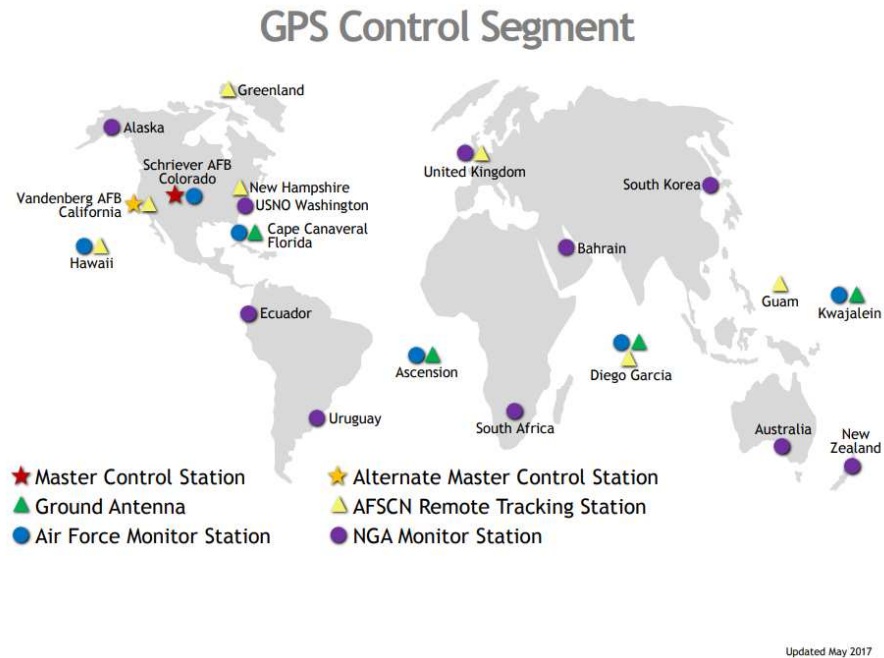


Figure 2-4. 미국 GPS의 관제 부분 시설 위치 [34]

● 사용자 부분 (User Segment)

GNSS의 사용자 부분에는 군용 장비를 포함한 GNSS 신호를 수신하는 모든 민간 장비 사용자를 포함할 수 있다. 지난 몇 년 동안 GNSS 수신기의 인기가 급증하면서 민간 쪽에서 자체적으로 크고 다양한 사용자 부분이 구성되었다. 측량사용자는 표준 측량방법 보다 시간을 절약하기 위해 GNSS를 사용하며, 항공기 및 선박에서는 항로 안내 및 공항 또는 항구 접근에 이를 사용하고있다 [35]. 또한 최근에는 스마트폰이나 차량 네비게이션에서 많이 응용되어 사용되고 있으며, 이후 자율주행자동차 및 드론과 같은 미래산업에도 GNSS가 활용될 것으로 기대된다.

3) GNSS의 측정치

GNSS 측정치는 위성에서 방송된 신호를 사용자가 GNSS 수신기를 이용하여 수집하는 것을 말한다. 대표적인 측정치로는 의사거리와 반송파 위상측정치가 있으며 사용자는 이를 활용하여 자신의 위치 및 시각에 대한 정보를 계산한다 [21], [36]–[38].

● 의사거리 측정치 (Pseudorange Measurement)

의사거리 측정치는 GNSS 위성으로부터 GNSS 수신기 사용자 사이의 거리를 의미한다. 이때 GNSS 위성으로부터 출발한 신호가 수신기까지 도달하면서 발생하는 여러 오차요소를 포함할 수 있다. 일반적으로 스마트폰이나 차량 네비게이션에 탑재된 GNSS 수신기의 경우에는 의사거리 측정치를 기반으로 위치 정보를 계산한다. 의사거리 측정치는 아래와 같은 식(2-1)로 표현된다.

$$\rho_u^i = d_u^i + B_u + T_u^i + I_u^i - b^i + M_u^i + \varepsilon_{\rho,u}^i \quad (2-1)$$

위의 수식에서 위첨자 i 는 i 번째 위성을 의미하며, 아래첨자 u 와 ρ 는 사용자와의사거리 측정치를 의미한다. d 는 위성과 사용자 사이의 실제 거리, B 는 수신기의 시계오차를 의미한다. GNSS 위성들은 서로 시계가 정밀하게 동기화되어있지만 사용자가 가지는 수신기의 경우는 동기화되지 못한 각각의 고유한 시계를 가진다. 따라서 사용자는 GNSS 의사거리 측정치를 기반으로 위치 계산을 할 시에 3축의 위치와 함께 수신기 시계오차를 동시에 추정해야하기 때문에 최소 4개 이상의 가시위성이 존재하는 경우에 자기 자신의 위치를 계산 할 수 있다. T, I, b, M, ε 은 순서대로 대류층 지연오차, 전리층 지연오차, 위성시계오차, 의사거리 측정치의 멀티패스오차, 수신기 잡음을

나타낸다.

● 반송파 위상 측정치 (Carrier Phase Measurement)

반송파 위상 측정치는 의사거리 측정치와 비슷하지만 미지정수라고 하는 추정해야하는 미지수를 포함한 위성과 사용자 사이의 거리를 의미한다. 이를 수식으로 나타내면 아래 식(2-2)와 같다.

$$\phi_u^i = d_u^i + B_u + T_u^i - I_u^i - b^i + m_u^i + \epsilon_{\phi,u}^i + \lambda N_u^i \quad (2-2)$$

여기서 N 이 미지정수이며 거리 영역에서 표현하기 위해 반송파 위상 측정치의 파장 (λ)의 곱으로 표현하였다. 반송파 위상 측정치의 파장은 신호가 가지는 주파수에 따라 달라지며 일반적으로 GPS의 대표적인 L1 주파수 반송파 위상 측정치의 파장은 약 19cm 이다. GPS와 같이 CDMA 방식을 취하는 Galileo, BeiDou, QZSS 위성군은 위성마다 동일한 측정치 파장을 가지지만 GLONASS의 경우에는 FDMA 방식으로 위성마다 고유의 주파수를 가지기 때문에 위성마다 다른 측정치 파장을 가진다. 따라서 거리영역에 대해 표현하기 위해서는 이를 고려하여야하며 각 위성에 대한 주파수는 아래의 Figure 2-5와 같은 GLONASS 홈페이지에서 확인할 수 있다. 또한 위의 수식에서 아래첨자 ϕ 는 반송파 측정치를 의미한다. 의사거리 측정치와의 차이점은 미지정수 이외에도 전리층 지연의 부호가 반대라는 것과 수신기 잡음과 멀티패스 오차의 크기가 의사거리 측정치보다 상대적으로 매우 작다는 것이다. 멀티패스 오차에 강건하고 잡음이 작기 때문에 보다 정밀한 위치정보를 필요로하는 측량, 측지 분야에서 많이 활용되는 고가의 GNSS 수신기에 주로 활용되는 측정치이다.



Figure 2-5. GLONASS 위성군 공식 홈페이지 [39]

● 도플러 측정치 (Doppler Measurement)

도플러 측정치는 사용자의 절대위치를 계산하는데 사용되는 앞선 두가지 측정치와 달리 속도를 측정하는데 활용된다. 도플러 측정치는 GNSS 위성으로 방송되어 수신기에서 수신된 신호와 수신기 자체에서 만들어낸 신호 사이의 주파수 차이로 설명할 수 있다. 이 차이는 GNSS 위성과 사용자 수신기 간의 상대 움직임에 의해 발생하며, 일반적으로 반송파 위상 측정치와 관련되어 반송파 위상 측정치의 시간에 대한 미분치와 같은 값을 가진다. 이를

수식으로 표현하면 아래와 같은 식(2-3)과 같다.

$$\dot{\phi}_u^i = \dot{d}_u^i + \dot{B}_u + \dot{T}_u^i - \dot{I}_u^i - \dot{b}^i + \dot{\epsilon}_{\phi,u}^i \quad (2-3)$$

4) GNSS의 오차요소

GNSS 위성으로부터 출발하여 사용자의 수신기까지 도달하면서 측정치는 많은 오차요소를 포함하게되며 크게 위성관련오차, 전리층 지연오차, 대류층 지연오차, 멀티패스 오차, 수신기 잡음오차로 구분할 수 있다.

- 위성 관련 오차 (Ephemeris Error) [40]–[42]

사용자는 GNSS 위성으로부터 위성의 위치와 함께 시간에 대한 정보를 계산할 수 있는 항법 메시지를 전송 받는다. 먼저 위성의 위치와 관련되어 살펴보면 위성이 가지는 궤도에 대한 정보는 아래의 Figure 2-6과 같이 Kepler's Law에 따라 Keplerian Orbit Elements로 모델링된다. GNSS를 관리하는 관제 부분에서는 지속적으로 위성들의 궤도를 모니터링하고 시간이 지남에 따라 발생할 수 있는 오차를 제한하기 위하여 주기마다 위성이 방송하는 궤도 정보를 업데이트 해주고 위성은 이를 방송한다.

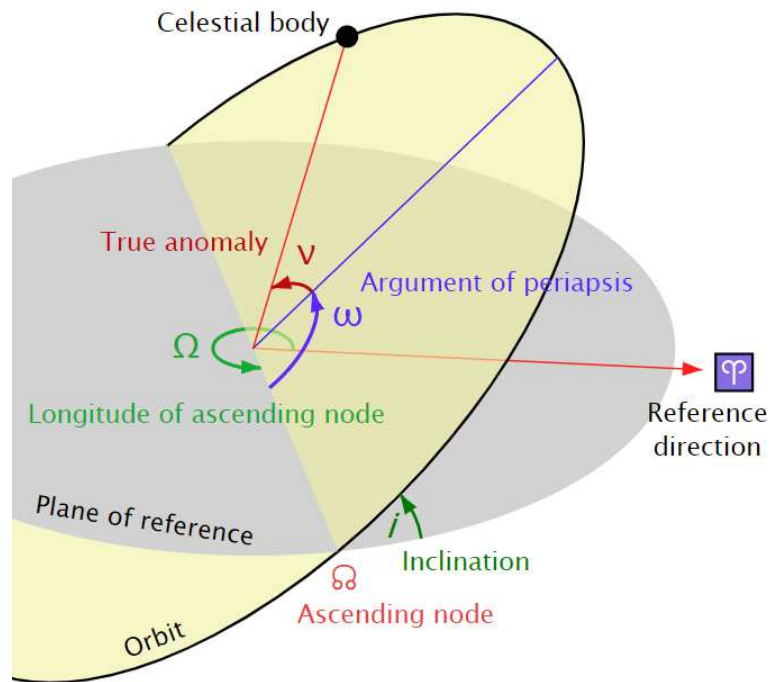


Figure 2-6 Keplerian Orbit Elements [43]

일반적으로 이러한 GNSS위성이 방송하는 정보를 Ephemeris라고 부르며 또는 방송궤도력 (BRDC, BRoadCast ephemeris)라고 한다. 사용자는 위성에서 방송한 방송궤도력 데이터를 활용하여 위성의 위치를 계산하게 되며 일반적으로 약 1m 정도의 위성 위치 오차가 남는 것으로 알려져있다. 방송궤도력을 통해 위성의 위치를 계산하는 방법은 위성군 마다 ICD (Interface Control Document) 라고 불리는 문서를 통해 공개되어있으며 아래의 Figure 2-7은 GPS ICD-200 문서에 있는 위성위치 계산 방법이다.

Table 30-II. Elements of Coordinate System (part 2 of 2)	
Element/Equation *	Description
$\Phi_k = v_k + \omega_n$ $\delta u_k = C_{us-n} \sin 2\Phi_k + C_{uc-n} \cos 2\Phi_k$ $\delta r_k = C_{rs-n} \sin 2\Phi_k + C_{rc-n} \cos 2\Phi_k$ $\delta i_k = C_{is-n} \sin 2\Phi_k + C_{ic-n} \cos 2\Phi_k$	Argument of Latitude Argument of Latitude Correction Radial Correction Inclination Correction <div style="float: right; text-align: center;"> } Second Harmonic Perturbations </div>
$u_k = \Phi_k + \delta u_k$ $r_k = A_k(1 - e_n \cos E_k) + \delta r_k$ $i_k = i_{0-n} + (i_{0-n} - \text{DOT})t_k + \delta i_k$	Corrected Argument of Latitude Corrected Radius Corrected Inclination
$x_k' = r_k \cos u_k$ $y_k' = r_k \sin u_k$	Positions in orbital plane
$\dot{\Omega} = \dot{\Omega}_{REF} + \Delta\dot{\Omega} \quad ***$ $\Omega_k = \Omega_{0-n} + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_c) t_k - \dot{\Omega}_c t_{oc}$	Rate of Right Ascension Corrected Longitude of Ascending Node
$x_k = x_k' \cos \Omega_k - y_k' \sin \Omega_k$ $y_k = x_k' \sin \Omega_k + y_k' \cos \Omega_k$ $z_k = y_k' \sin i_k$	Earth-fixed coordinates of SV antenna phase center
*** $\dot{\Omega}_{REF} = -2.6 \times 10^{-9}$ semi-circles/second.	

Figure 2-7. GPS 위성위치 계산 방법 (ICD-200) [22]

또한 GNSS 위성이 방송하는 항법메시지 중에는 위성 시계오차를 보상하기 위한 정보도 존재한다. GNSS 위성에는 일반적으로 정확한 기준 시계로 활용하기 위해 세슘 발진기(Ocillator)가 탑재되어 있으며 정확도는 10^{-13} 초 수준으로 알려져 있다. 하지만 이러한 정확한 수준의 시계도 시간이 지남에 따라 오차가 누적된다면 하루에 약 3m 정도의 오차가 발생할 수 있다. 따라서 이러한 위성 시계오차를 보정하기 위한 정보가 항법 메시지에 포함되어 있으며 아래의 식(2-4)와 같이 계산하여 측정치에서 그에 대한 오차를 제거한다. 일반적으로 위성 시계오차를 방송궤도력을 통해 제거한 후 잔여오차는 약 0.3m 정도로 알려져 있다.

$$b = a_{f0} + a_{f1}(t - t_{oc}) + a_{f2}(t - t_{oc})^2 + \Delta t_r \quad (2-4)$$

여기서

a_{f0} : 위성 시계 Bias (s)

a_{f1} : 위성 시계 Bias 변화율 (s/s)

a_{f2} : 주파수 변화율 (s/s²)

t_{oc} : 기준 시간 (s)

t : 현재 시간 (s)

Δt_r : 상대론적 효과에 의한 보정 시간 (s)

- 전리층 지연 (Ionospheric Delay Error) [44]–[48]

전리층은 대기권 고도 중 약 60~1000km 범위에 해당하는 영역에 기체 분자가 전리되어 자유전자가 밀집된 지역을 말한다. 아래의 Figure 2-8은 고도에 따른 대기권 구조를 나타낸 그림으로 전리층의 위치와 전리층 내 고도에 따른 전자 밀도를 확인 할 수 있다.

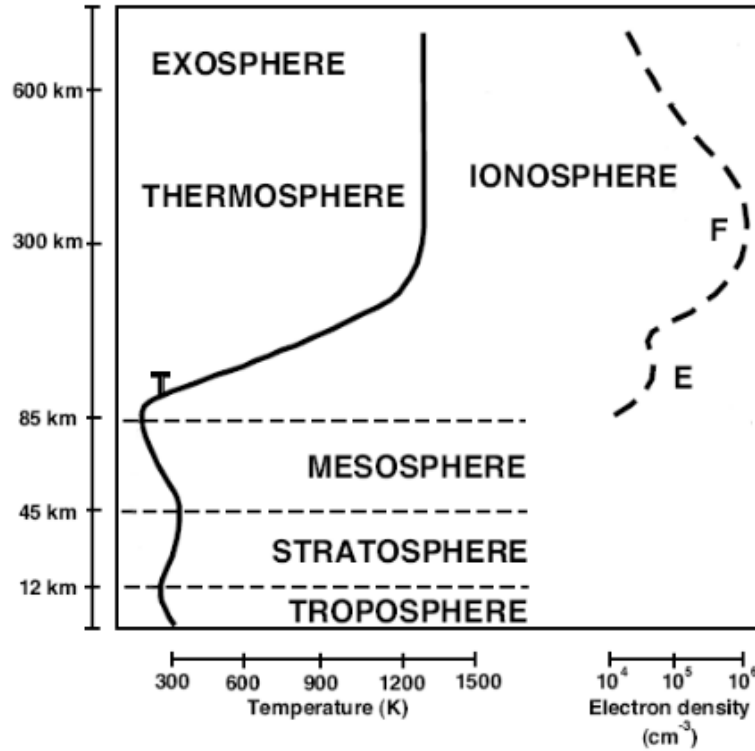


Figure 2-8. 대기권의 구조

전리층 지연 오차는 GNSS 신호가 전리층을 지나면서 매질의 굴절률 변화로 인해 전파가 지연됨으로써 발생한다. 이러한 전리층은 dispersive한 특성을 갖는 매질로 신호의 주파수에 따라 발생하는 지연량이 다르다. 또한 전리층의 활동은 여러가지 요인에 영향을 받을 수 있으며 태양 활동과 밀접한 관계가 있는 것으로 알려져 있다. 전리층 지연 오차는 GNSS 오차 요소 중 멀티패스 이외에 가장 큰 오차를 유발할 수 있는 요인이므로 정확한 위치를 요구하는 항법 시스템에서는 여러가지 방안으로 이를 해결하고자 한다. 이중 가장 간단한 방법은 전리층 모델을 활용하는 것이며 대표적으로는 Klobuchar 모델이 존재한다 [49]. 아래의 Figure 2-9은 Klobuchar 모델을 사용하는 방법을 도시화 한 것이다. 이를 통해 일반적으로 50% 이상의 전

리층 오차를 제거할 수 있다고 알려져 있다.

모델을 사용하는 방법 이외에 주파수에 따라 신호의 지연이 달리 발생하는 전리층 오차의 특성을 반영하여 다중주파수 수신기를 활용한다면 보정정보 없이 전리층 오차를 추정하여 제거할 수 있다. 또한 단일주파수 수신기의 경우에는 위의 방법과 같이 전리층 오차를 추정할 수 없기 때문에 일반적으로 보정정보를 이용하여 전리층 오차를 제거하는 방법을 사용한다.

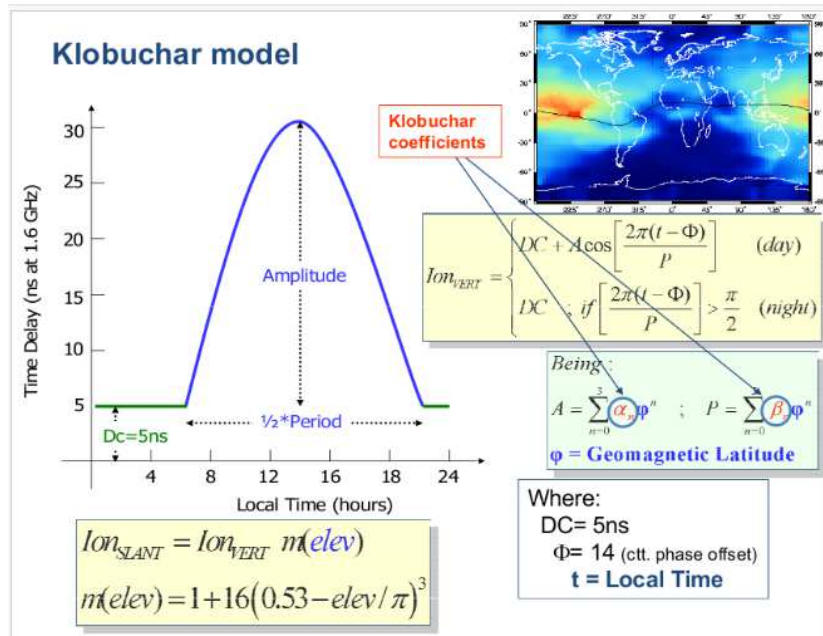


Figure 2-9. Klobuchar 모델 사용방법 [50]

● 대류층 지연 (Tropospheric Delay Error)

대류층은 Figure 2-8에서 확인 할 수 있듯이 대기권 아래쪽에 위치한다. 대류층 지연 오차는 전리층 지연 오차와 달리 nondispersive한 특성을 지니므로 모든 주파수 신호에 동일한 오차를 유발한다. 대류층 지연은 대기의 온

도, 습도, 압력의 영향을 받는 것으로 알려져있다. 아래의 Figure 2-10은 대류층 모델을 활용하여 전세계 지역의 특정 시간대 대류층을 예측한 결과이다. 그림에서 볼 수 있듯이 전리층 지연이 위도에 따라 달라지는 경향을 보이는 것과 달리 대류층은 해당 지역의 대기 상태의 영향을 받는 것을 확인할 수있다. 하지만 대부분의 오차량을 모델을 통해 추정하여 제거할 수 있다는 점에서 전리층 지연에 비해 상대적으로 실제 사용자 위치에 적게 영향을 미친다. 대표적인 전리층 모델로는 WAAS (Wide Area Augmentation System) 모델과 Saastamoinen 모델이 존재한다 [51]~[53].

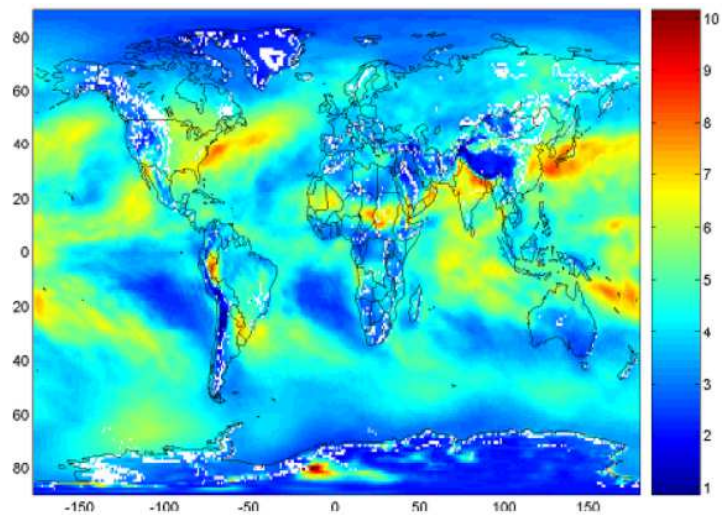


Figure 2-10. 대류층 오차 예측 결과 [54]

● 멀티패스 오차 (Multipath Error)

GNSS 수신기는 주위 환경에 따라서 GNSS 위성에서 출발한 직접 신호만을 수신할 수도 있지만 이와 함께 반사된 신호도 같이 수신할 수 있다. 또한 때에 따라서는 직접 신호 없이 반사된 신호만 수신하게 되는 경우도 있다.

GNSS 신호는 빌딩이나 가로등, 도로 표지판등과 같은 여러 물질들에 의해 반사될 수 있다. 따라서 도심숲 환경의 경우에 이러한 멀티패스 오차가 극심하게 발생한다. 아래의 Figure 2-11은 멀티패스 오차의 2경우를 나타내는 그림이다. 이는 GNSS 위성에서 출발한 직접 신호의 유무에 따라 나뉘게 된다.

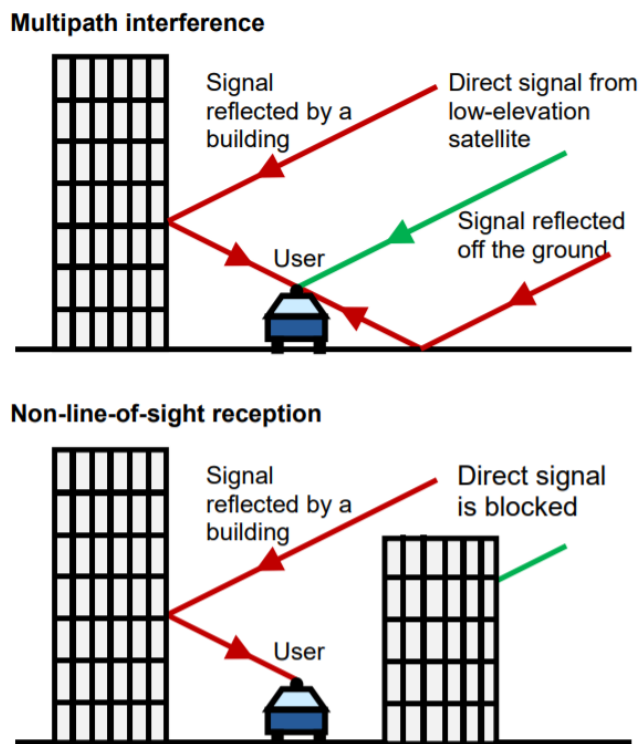


Figure 2-11. Multipath interference and NLOS reception [55]

첫째로 직접신호가 존재하는 경우에는 수신기에 직접신호와 반사신호가 같이 들어오는데 이를 Multipath Inteferece 상황이라고 한다. 이때 일반적으로 반사신호가 직접신호에 비해 신호의 세기가 작기 때문에 직접 신호에 의해 결정되는 위치에서 어느 한계를 가진 오차를 가진다. 아래의 Figure

2-12은 직접신호와 반사신호가 같이 들어온 경우의 수신기 Correlator 내부의 모습입니다. 특히 이러한 멀티패스 오차는 의사거리 측정치에 크게 발생하는데 Multipath Inteference로 발생하는 각 위성별 의사거리 측정치의 오차는 최대 150m 수준으로 알려져 있다. 반면 반송파 위상 측정치에는 약 1/4 Cycle (5cm) 수준으로 매우 작은 수준으로 발생한다 [56].

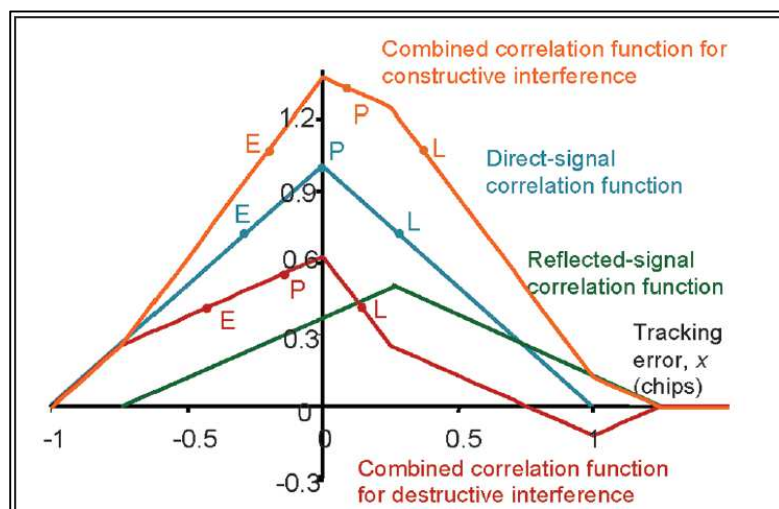


Figure 2-12. 수신기 Correlator (Multipath Interference)

둘째로 직접신호 없이 반사신호만 GNSS 수신기에 들어오는 경우를 NLOS (Non-Line-Of-Sight) reception 이라고 한다. 이때 수신기 입장에서는 들어온 신호가 직접신호라고 생각하고 반사신호에 의한 측정치를 계산하게 된다. 따라서 의사거리 측정치에 발생하는 오차는 신호가 실제 반사되어 오며 겪은 직접신호와의 경로차이 (Path Delay) 만큼 발생한다. 따라서 최대 크기에 대한 제한이 없으며 수신기 Correlator의 설계에 따라 차이가 있을 수 있지만 수백미터의 오차도 발생할 수 있다. 반면 반송파 위상 측정치의 경우에는 1/2 Cycle (10cm) 수준의 오차가 발생하는 것으로 알려져있다 [57].

위의 두 경우를 일반적으로 통용하여 멀티패스 오차라고 부르며 이를 해결하기 위한 다양한 방법들이 제안되어왔다. 이를 정리하면 아래와 같다.

- 안테나 설계 및 하드웨어 기반 기법

- Polarization-Sensitive Antenna

GNSS 위성이 방송하는 신호는 아래의 Figure 2-13과 같이 RHCP (Right-Handed Circular Polarization) 특성을 가진다. 따라서 반사신호가 이와 반대인 LHCP (Left-Handed Circular Polarization) 특성을 가질 확률이 높으므로 멀티패스 오차의 감소를 위해 RHCP 신호 수신에 10dB 정도 더 민감하도록 설계하는 방법들이 사용되고 있다. 추가적으로 이와 함께 낮은 양각 위성들에 멀티패스 오차가 발생할 확률이 높다는 점을 고려하여 Choke-Ring 안테나를 활용하기도 한다 [58].

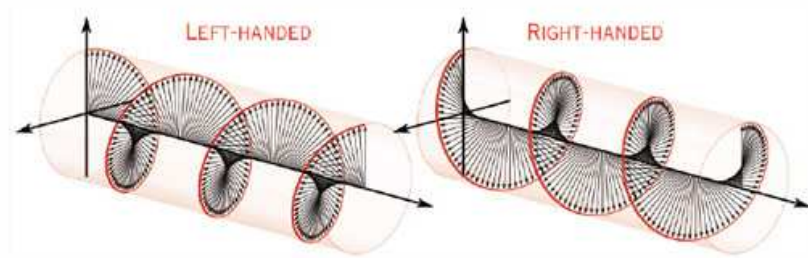


Figure 2-13. Left & Right Circular Polarization [59]

- GNSS Antenna Array

여러 개의 안테나 Array를 활용하여 신호가 들어오는 각도인 AOA

(Angle Of Arrival)을 계산하여 반사된 신호를 구별하는 방법이다.

➤ Multiple GNSS Antennas

일반적으로 큰 규모의 배나 항공기에 사용되는 방법으로 다양한 위치에 안테나와 수신기를 설치하고 이들의 측정치를 비교하면서 멀티패스 오차를 유발할 수 있는 신호를 방지하는 방법이다.

➤ Panoramic Sky-Pointing Camera

설치된 안테나가 바라보는 영역에 아래의 Figure 2-14와 같이 Panoramic Sky-Pointing Camera를 설치하여 직접 위성을 바라볼 수 있는지를 판단하고 직접 신호 유/무에 대한 정보를 이용하여 멀티패스 오차를 방지하는 방법이다. 이외에도 어안 (Fish Eye) 카메라도 많이 사용되고 있다.

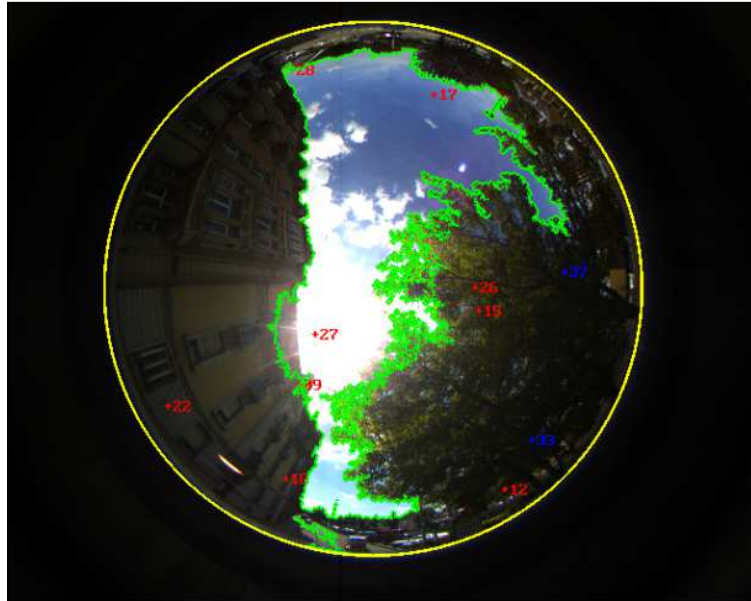


Figure 2-14. Panoramic Sky-Pointing Camera

- 수신기 기반 기법

수신기 내부의 Correlator나 Discriminator에서 반사신호와 직접신호를 구분하거나 반사신호의 영향을 줄이기 위한 노력이 많이 이루어지고 있다. 대표적으로 Narrow Correlator, Double-Delta Discriminator, The Gated Correlator, Vision Correlator 등과 같은 방식이 있다. 또한 NLOS에 대한 강건성을 유지하기 위한 Vector Tracking Loop (VTL)에 대한 연구도 많이 이루어지고 있다 [60], [61].

- 측정치 기반 및 모델 기반 기법

➤ 주파수 및 측정치 별 오차 차이

멀티패스 오차는 의사거리 측정치와 반송파 측정치 사이에 달리 발생한다. 또한 주파수에 따라 멀티패스 오차의 차이가 발생한다고 알려져있다. 따라서 이를 활용하여 실제 멀티패스 오차가 발생했는지 측정치를 판단하는 방법들이 활용되고 있다.

➤ 높은 양각 위성 및 C/NO (Carrier to Noise density power ratio)

높은 양각을 가지는 위성일수록 멀티패스 오차를 갖지 않을 확률이 높다. 이는 반사신호가 발생할 확률이 적으며 직접신호의 세기가 굉장히 크기 때문이다. 따라서 높은 양각 위성의 측정치를 다른 측정치들과 비교하여 멀티패스 오차가 발생했는지를 판별하는 방법이 활용 될 수 있다. 이와 함께 C/NO 값을 이용한 신호 품질에 대한 감시를 통해 멀티패스 오차에 오염된 측정치를 제거하는 방법도 활용된다.

➤ Consistency Checking

수신기의 측정치끼리 비교하여 경향에서 가장 벗어난 측정치를 찾는 방식을 말한다. 일반적으로 수신기 단독 무결성 감시 (RAIM, Receiver Autonomous Integrity Algorithm)에서 쓰이는 고장 검출 및 제거 (FDE, Fault Detection & Exclusion) 알고리즘과 비슷한 형태를 가진다 [62]. 하지만 RAIM에서 다루는 위성고장과 같은 km 수준의 오차를 가지는 고장과 달리 작은 수십m 수준의 멀티패스 오차는 감시할 수 없다는 단점이 있다.

➤ 3D City Model

3D City Model과 위성의 위치를 계산하여 실제로 발생할 수 있는 반사신호 경로 및 직접신호 경로를 예측하여 수신기에 들어온 측정치를 계산할 수

있다. 따라서 위와 같이 예측으로 결정된 측정치와 수신기에서 직접 계산된 측정치와 비교하여 멀티패스 오차를 포함하는지 여부를 판단하여 멀티패스 오차의 영향을 감소 시킬수 있다 [63].



Figure 2-15. 3D 도시 모델

- 수신기 잡음 (Receiver Noise) [46], [64], [65]

수신기 잡음 오차의 경우, 대부분 열 잡음 (thermal noise)에 의해 발생하며 수신기 Tracking Loop에 따라 달리 발생한다. 의사거리 측정치에 쓰이는 DLL (Delay Lock Loop)에서는 일반적으로 수십 cm의 잡음이 발생한다고 알려져 있으며, 반송파 위상 측정치에 쓰이는 PLL (Phase Lock Loop)은 DLL에서보다 훨씬 작은 mm 수준의 잡음이 발생하는 것으로 알려져있다. 이들 수신기 오차의 잡음 수준은 GNSS 신호의 CNR (Carrier-to-Noise Ratio)의 제곱근에 반비례하며 위성의 양각이 높을수록 CNR 이 높다. 따라서 수신기 잡음은 위성의 고도각 함수로 모델링 될 수 있다. 아래의 Figure

2-16은 개활지 환경에서 발생하는 멀티패스 오차와 잡음을 양각에 대해 그린 그림이다. 양각이 높아짐에 따라 오차의 수준이 작아지는 경향을 확인 할 수 있다.

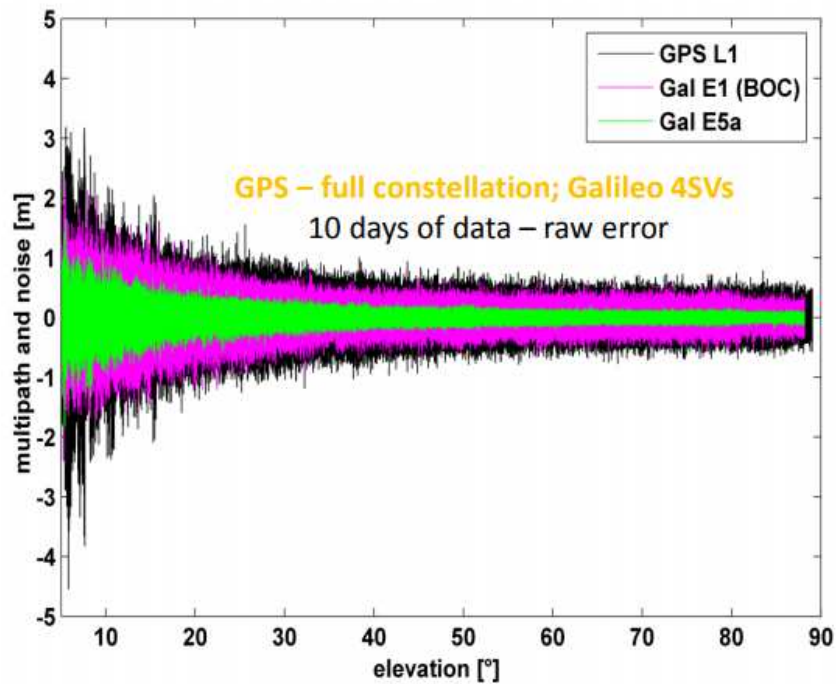


Figure 2-16. 양각에 따른 잡음 오차 경향 [66]

- DOP (Dilution Of Precision) [67]

DOP는 위에서 설명한 다른 오차들과 같이 절대 오차값으로 존재하는 것이 아니라 이러한 오차들이 위성의 기하학적 배치에 따라 실제 위치 오차에 미치는 영향을 수식적으로 나타내는 값이다. 예를 들어 의사거리 측정치의 오차를 $\delta\rho$ 라고 한다면 DOP는 이에 따라 위치오차 δx 가 얼마나 나타날지에 대한 것을 나타내는 지표라고 요약할 수 있다. ENU (East-North-Up) 좌표

계에서 구성된 관측 행렬을 H 라 하면 의사거리 측정치의 오차와 위치오차와의 관계는 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$H \delta x = \delta \rho \quad (2-5)$$

위의 식으로부터 위치오차 δx 와 공분산 행렬을 계산하는 식은 아래와 같다.

$$\delta x = (H^T H)^{-1} H^T \delta \rho \quad (2-6)$$

$$\text{cov}(\delta x) = (H^T H)^{-1} H^T \text{cov}(\delta \rho) H (H^T H)^{-1} \quad (2-7)$$

모든 위성의 측정치 오차 수준이 같다고 가정하면 위치 오차의 공분산 행렬은 아래와 같이 간략히 나타낼 수 있다.

$$\text{cov}(\delta x) = \sigma_{\delta \rho}^2 (H^T H)^{-1} = \begin{bmatrix} \sigma_E^2 & \sigma_{EN}^2 & \sigma_{EU}^2 & \sigma_{EB}^2 \\ \sigma_{EN}^2 & \sigma_N^2 & \sigma_{NU}^2 & \sigma_{NB}^2 \\ \sigma_{EU}^2 & \sigma_{NU}^2 & \sigma_U^2 & \sigma_{UB}^2 \\ \sigma_{EB}^2 & \sigma_{NB}^2 & \sigma_{UB}^2 & \sigma_B^2 \end{bmatrix} \quad (2-8)$$

여기서 $\sigma_{\delta \rho}$ 는 의사거리 측정치 오차의 표준편차를 의미한다. 식에서 확인할 수 있듯이 위치 오차의 공분산은 위성과 수신기 사이의 기하학적 배치에 따른 관측행렬의 조합 $((H^T H)^{-1})$ 으로 구성되어 있으며 이를 DOP라고 한다. DOP는 또한 오차 성분에 따라 구분되어 아래와 같이 정리할 수 있다.

- PDOP (Position DOP) = $\sqrt{\sigma_E^2 + \sigma_N^2 + \sigma_U^2}$
- HDOP (Horizontal DOP) = $\sqrt{\sigma_E^2 + \sigma_N^2}$
- VDOP (Vertical DOP) = $\sqrt{\sigma_U^2}$
- TDOP (Vertical DOP) = $\sqrt{\sigma_B^2}$
- GDOP (Geometric DOP) = $\sqrt{\sigma_E^2 + \sigma_N^2 + \sigma_U^2 + \sigma_B^2}$

DOP 행렬을 활용하면 주어진 측정치 오차에 대하여 위치오차가 대략 어떻게 나타날수 있을지 예측 할 수 있으며 아래의 Figure 2-17을 통해 보다 자세히 설명할 수 있다. 좌측의 경우에는 DOP가 좋은 경우이며 이는 위치 오차가 가질수 있는 Uncertainty 영역이 작으며 우측과 같이 DOP가 나쁜 경우는 위성의 배치상 Uncertainty 영역이 크게 발생하는 상황이다.

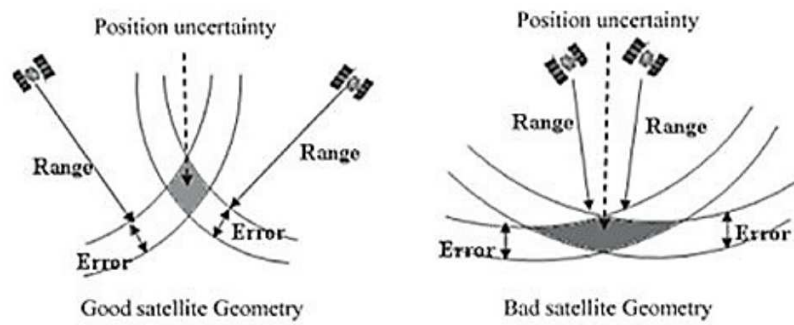


Figure 2-17. 위성배치에 따른 DOP [68]

● 오차 요인 종합

위의 모든 GNSS 오차 요인들을 종합하면 각 위성별로 측정치에 평균 5m 이상 수준의 오차성분이 포함된다. 아래의 표는 개활지 환경에서의 의사거리 측정치에 포함 될 수 있는 각 오차요인의 크기를 RMS (Root Mean Square)로 정리한 것이며 또한 이를 바이어스와 랜덤 성분을 구분하여 정리하였다 [44].

Table 2-1. 오차 요인 종합

오차 요인	Bias (m)	Random (m)	RMS (m)
위성 궤도 오차	2.1 m	0.0	2.1
위성 시계 오차	2.0 m	0.7	2.1
전리층 지연 오차	4.0 m	0.5	4.0
대류층 지연 오차	0.5 m	0.5	0.7
멀티패스 오차	1.0 m	1.0	1.4
수신기 잡음	0.5 m	0.2	0.5
종합	5.1 m	1.4	5.3

5) GNSS의 항법 성능

GNSS 항법 성능은 일반적으로 정확성, 무결성, 연속성, 가용성이라고 하는 4가지로 구분된다. 정확성은 추정된 위치와 실제 위치와의 차이이며 오차가 작을수록 정확성이 높은 성능을 갖는다고 한다 [69]–[71]. 무결성이란 항법 시스템에서 제공하는 보정정보 및 추정위치에 대한 신뢰도라고 요약할 수 있다. 또한 무결성은 신뢰할 수 없는 상황에 놓인 사용자에게 정해진 시

간내에 경고해 줄 수 있는지에 대한 능력을 포함한다. 연속성이란 항법 시스템이 정확성과 무결성을 만족하며 운행 유지될 확률을 말한다. 이는 시스템이 작동 중에 예기치 못한 중단 없이 본연의 기능을 잘 수행하는지에 대한 능력을 의미한다. 가용성이란 앞선 3가지 정확성, 무결성, 연속성을 만족하여 항법 시스템이 사용 가능함에 대한 능력을 의미한다. 따라서 가용성은 의미에서 보았을 때 위의 3가지를 모두 만족하는 경우의 성능을 의미하지만 관습적으로 가용성의 평가는 단순히 보호수준이 경보한계보다 작은 시간의 비율로서 계산된다. 아래의 Figure 2-18은 이러한 4가지 항법 성능과의 관계를 나타낸 그림이다.

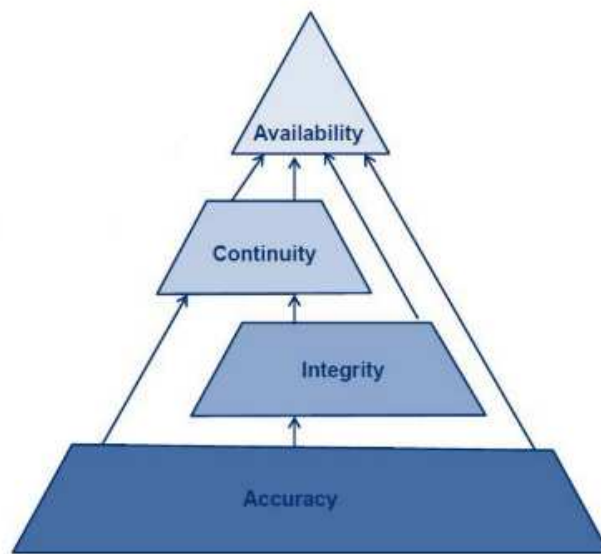


Figure 2-18. 항법 성능 피라미드 [62]

위와 같이 시스템이 만족해야하는 항법 성능을 일반적으로 RNP (Required Navigation Performance)라고 부른다. 아래의 Table 2-2는 국제 민간항공기구 (ICAO, International Civil Aviation Organization)에서 규정하

는 항행단계별 요구조건을 나타내고있다. 비정밀접근에 해당하는 En-route 에서 공항 정밀 접근 단계인 CAT-I으로 갈수록 점차 높은 수준의 요구조건을 규정하고 있다.

Table 2-2. ICAO RNP 기준 [72]

Operation	Horizontal Accuracy (95%)	Vertical Accuracy (95%)	HAL (Horizontal Alert Limit)	VAL (Vertical Alert Limit)	TTA (Time-to-Alert)	Integrity	Continuity	Availability
En-route (Oceanic/ Continental)	3.7 km (2.0 NM)	N/A	7.4 km (4.0 NM)	N/A	5 min	1-1x10 ⁻⁷ /h	1-1x10 ⁻⁴ /h to 1-1x10 ⁻⁵ /h	0.99 to 0.99999
En-route (Continental)	3.7 km (2.0 NM)	N/A	3.7 km (2.0 NM)	N/A	5 min			
En-route, Terminal	0.74 km (0.4 NM)	N/A	1.85 km (1 NM)	N/A	15 s			
NPA	220 m	N/A	556 m (0.3 NM)	N/A	10 s			
APV-I	16 m	20 m	40 m	50 m	10 s	1-2x10 ⁻⁷ per approach	1-8x10 ⁻⁶ per any 15 s	
APV-II	16 m	8 m	40 m	20 m	6 s			
CAT-I	16 m	4-6 m	40 m	10-15 m	6 s			

실제로 대부분의 항법 시스템은 정확성과 연속성에 대한 요구조건을 만족하는 것보다 무결성에 대한 요구조건을 만족시키는 것이 보다 어렵다고 알려져있다. 무결성에 대한 기본 개념을 정리하면 아래와 같다.

- 경보한계 (AL, Alert Limit): 안전한 운행을 고려하였을 때 넘지 말아야할 최대 오차
- TTA (Time To Alert): 고장이 발생하였을 때, 사용자에게 위험을 알려야하는 최대 허용 시간
- 보호수준 (PL, Protection Level): 위치오차를 바운드할 수 있는 신뢰 영역

- 무결성 위협 (Integrity Risk): 위치오차가 보호수준을 넘어가는 상황에서 사용자에게 TTA내에 알리지 못한 상황에 대한 확률
- MI (Misleading Information): 위치오차가 보호수준보다 크기 때문에 신뢰할 순 없지만 경보한계보다는 작은 위치오차를 가지는 상황
(보호수준 < 위치오차 < 경보한계)
- HMI (Harzardously Misleading Information): 위치오차가 보호수준을 초과하고 경보한계보다도 큰 굉장히 위험한 상황
(보호수준 < 경보한계 < 위치오차)

보수적으로 무결성에 대한 개념을 고려한다면 무결성을 만족했다는 것은 MI 상황이 발생하지 않음을 의미한다. 즉 보호수준 내에 위치오차가 존재하는 경우에 무결성을 만족했다고 생각한다. 실제로 MI나 HMI의 경우에 계산된 보호수준이 경보한계보다 작으므로 항법 시스템은 가용하다고 판단할 수 있지만 신뢰할 수 없는 영역에 실제 위치가 존재하므로 위험한 상황이다. 또한 MI 보다 HMI인 경우, 위치오차가 경보한계를 벗어나게 되면 큰 사고에 노출 될 수 있다. 따라서 사용자의 안전을 보장하기위해 항법시스템의 무결성 성능 관련하여 굉장히 높은 수준의 요구조건을 내세우고 있다. 아래의 Figure 2-19은 무결성에 대한 위협은 없는 상황에서의 가용성에 대한 기준을 나타낸 그림이다.

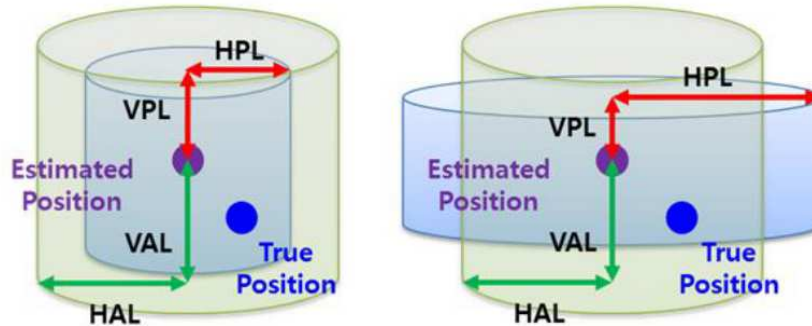


Figure 2-19. 가용성 기준 (좌: 가용적, 우: 비가용적)

2. INS (Inertial Navigation System)

1) INS 개요

INS (Inertial Navigation System)는 관성센서를 기반으로 하는 항법이며 1950년대 초반 미국 MIT (Massachusetts Institute of Technology)의 한 연구실에서 개발되었으며 이후 1960년대부터 실용화되어 하나의 항법 시스템으로 역할을 수행하였다 [73]. 기본적으로 INS 센서는 가속도계 (Accelerometer)와 각속도계 (Gyroscope)로 구성되며 이를 통해 기본적으로 가속도와 각속도 정보를 측정하여 시간에 따라 적분을 수행하면서 항체의 속도와 위치, 자세를 추정한다. INS를 기반으로 한 항체의 항법정보는 적분에 의해 계산된 정보이므로 고주파 성분의 잡음이 제거된 해를 얻을 수 있으며 짧은 시간 동안 정확한 항법 성능을 보장한다. 또한 GNSS와 달리 어떤 신호를 통해 항법 정보를 계산하는 것이 아닌 독자 항법 시스템이기 때문에 외부 환경 요소에 영향을 받지 않고 지속적인 항법해 제공이 가능하다는 장점을 가진다. 하지만 가속도와 각속도 정보에 대한 오차 또한 적분을 통해

시간의 제공에 비례하여 빠르게 발산한다는 단점이 있다 [74], [75]. 또한 INS는 일반적으로 10Hz에서 10kHz까지 매우 높은 주기의 항법해 제공이 가능하므로 고기동하는 전투기나 미사일과 같은 항체의 항법과 제어에 주로 사용된다. 일반적으로 INS는 아래의 Figure 2-20와 같은 구조를 통해 위치와 속도, 자세를 계산한다.

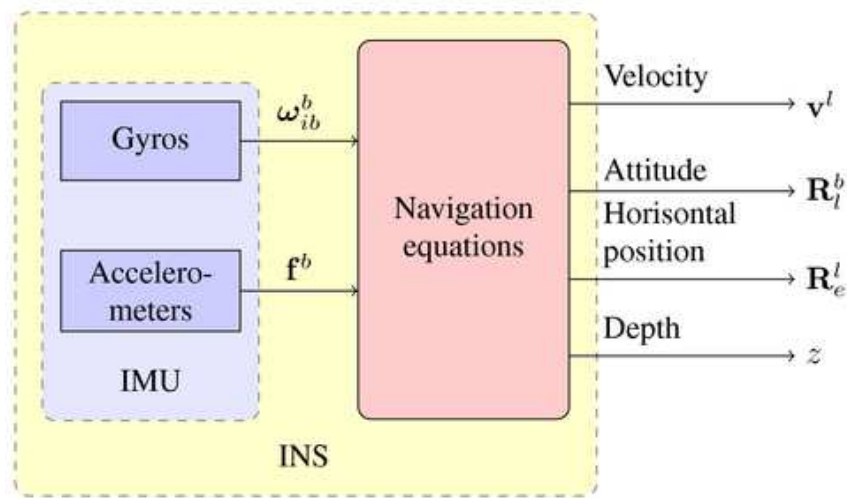


Figure 2-20. INS 구조 [76]

INS는 크게 Gimbaled 시스템과 Strapdown 시스템으로 구분된다. Gimbaled 시스템 구조는 아래의 Figure 2-21와 같이 구성되어 있으며 가속도 센서와 각속도 센서가 짐벌 위에 장착되어 있으며 짐벌이 항법 좌표계를 유지할 수 있도록 지속적으로 제어된다. 따라서 Gimbaled 시스템의 INS는 좌표변환을 할 필요가 없이 사용될 수 있으며 매우 정확한 항법해를 제공할 수 있다는 장점이 있다. 하지만 구조가 복잡한 만큼 매우 무거우며 고가인 단점을 가지고 군사적인 목적의 항법 시스템에 주로 사용된다.

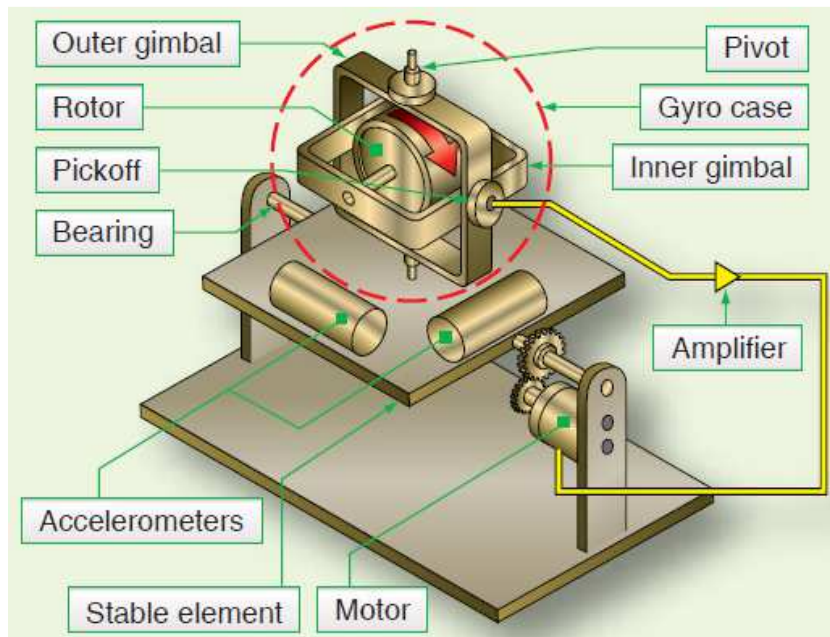


Figure 2-21. Gimbaled System (Stable Platform) [77]

Strapdown 시스템은 Gimbaled 시스템과 달리 아래의 Figure 2-22와 같이 직접적으로 센서들이 항체에 장착된 형태를 말한다. Strapdown 시스템은 항체에 고정되어 있으므로 가속도와 각속도 센서가 측정하는 값이 항체좌표계 (Body Frame)에 대한 값이기 때문에 항법 좌표계 (Local Frame)로의 좌표변환이 필요하게 되어 계산량이 늘어나게 된다. 하지만 Gimbaled 시스템과 달리 제어가 필요없기 때문에 전력소모가 적고 가벼우며 구조적으로 간단하여 작은 형태로 센서를 구성할 수 있게 되었다. 실제로 Strapdown 시스템이 제안되고 이후 기술이 개발되면서 나노기술을 이용해 매우 작은 형태의 MEMS (Micro-Electro-Mechanical System) 센서들이 생산되고 널리 활용되고 있다. 또한 실제로 Strapdown 시스템이 실용화된 것은 컴퓨터의 발전에 따라 계산처리속도가 향상되면서 좌표변환의 계산량을 충분히 커버할 수 있기 때문이었다. 현재에는 이러한 이유로 Strapdown 시스템에 대

한 연구가 주류를 이루고 있으며 본 연구에서도 Strapdown 시스템을 활용한 연구를 진행하였다.

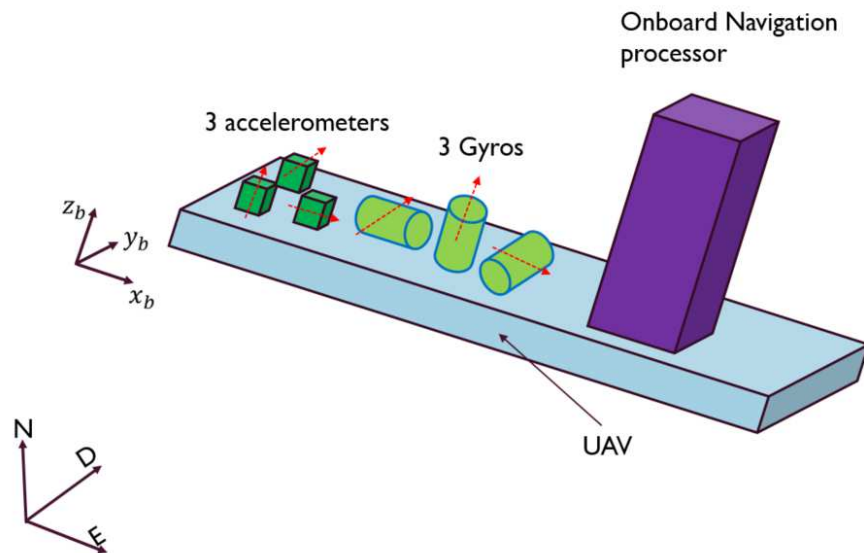


Figure 2-22. 3D Strapdown INS [78]

2) INS 센서 종류

INS에 의한 항법 시스템의 성능은 관성센서의 성능으로 결정된다. 관성센서는 Constant Bias, Scale Factor, Bias Stability, 잡음수준의 크기와 같은 성능 지표에 따라 Navigation, Tactical, Industrial, Automotive와 같은 Grade를 나누어 구분될 수 있다 [79]. 아래의 Table 2-3는 각속도계의 잡음수준인 Angular Random Walk (ARW)에 의해 IMU (Inertial Measurement Unit)의 Grade 구분을 나타낸다. 또한 아래의 Table 2-4는 가속도계의 Bias 크기에 따른 구분을 나타낸다 [80]. 또한 아래의 Figure 2-23, Figure 2-24은 관성센서의 성능에 따른 활용분야를 정리한 그림이다.

특히 각속도계 센서의 경우, 센서에 탑재된 기술에 따라 RLG (Ring Laser Gyro), DTG (Dynamically Tuned Gyro), IFOG (Interferometric Fiber Optic Gyro) 등과 같은 구분으로 나누어 진다.

Table 2-3. IMU Grade (Gyro Angular Random Walk)

	Gyro Angle Random Walk (ARW)		Horizontal Position Error [m]			
Grade	[deg/Vhr]		1s	10s	60s	1hr
Navigation	0.002		0.01 mm	0.1 mm	1.3 mm	620 m
Tactical	0.07		0.1 mm	3.2 mm	46 m	22 km
Industrial	3		10 mm	0.23 m	3.3 m	1500 km
Automotive	5		20 mm	0.45 m	6.6 m	3100 km

Table 2-4. IMU Grade (Accelerometer Bias)

	Accelerometer Bias Error		Horizontal Position Error [m]			
Grade	[mg]		1s	10s	60s	1hr
Navigation	0.025		0.13 mm	12 mm	0.44 m	1.6 km
Tactical	0.3		1.5 mm	150 mm	5.3 m	19 km
Industrial	3		15 mm	1.5 m	53 m	190 km
Automotive	125		620 mm	60 m	2.2 km	7900 km

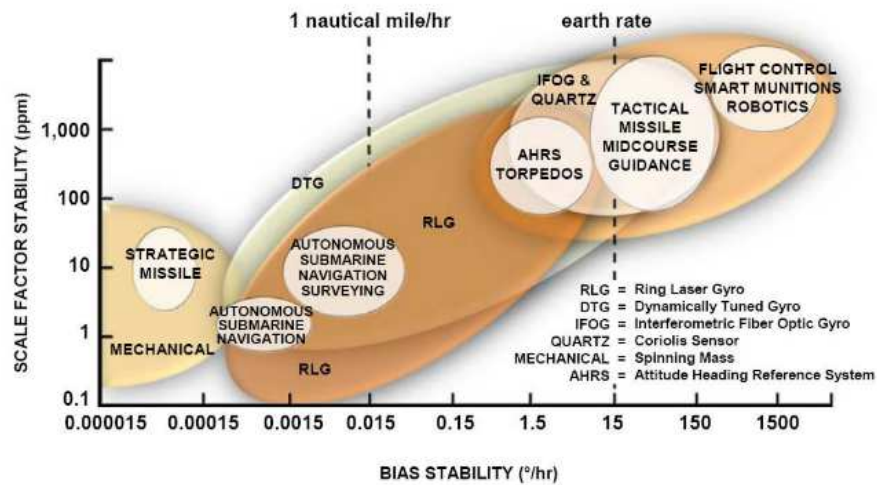


Figure 2-23. Applications of Gyroscope Technology

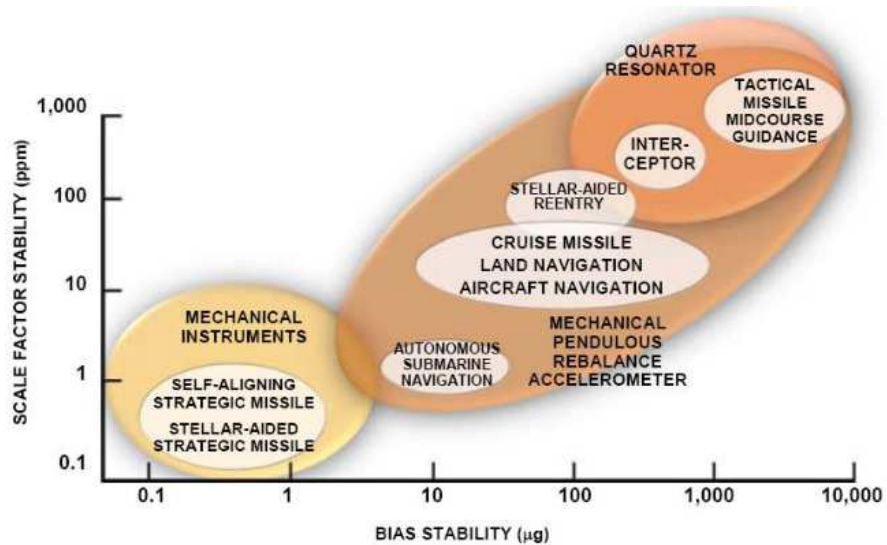


Figure 2-24. Applications of Accelerometer Technology

3) INS 오차요소

본 연구에서는 저가형 센서들만으로 구성된 차량항법 시스템을 연구하였다. 따라서 MEMS 급의 저가 INS를 활용하였으며 현재까지 많은 기술 개발들에 의해 Industrial과 Automotive Grade 사이의 성능을 가진다. 이때 실제로 관성센서에는 Scale Factor와 여러가지 다양한 오차요소가 존재하지만 본 연구에서는 이들이 항법 성능에 미치는 영향은 작으며 연구에서 고려하고 있는 다른 오차요소들에 포함되어 추정 및 보상되었음을 가정하고 바이어스 오차와 잡음 오차만이 관성센서의 주요 오차 원인으로 고려하여 아래와 같은 모델링을 이용하였다 [81], [82].

$$\begin{aligned} f_m(i) &= f(i) + b_a(i) + w_a(i) \\ \omega_m(i) &= \omega(i) + b_g(i) + w_g(i) \end{aligned} \quad (2-9)$$

위의 식은 3축 가속도계와 각속도계에서 i 번째 시간에 출력되는 측정치를 나타낸 식이다. 아래첨자 m 은 측정된 값을 의미하며 f 는 가속도값, ω 는 각속도값을 의미한다. 센서로부터 측정된 값은 실제 가속도와 각속도와 함께 바이어스 오차와 잡음 수준을 같이 포함한다. 여기서 아래첨자 a 와 g 는 각각 가속도계와 각속도계를 나타낸다. 관성센서의 바이어스 항은 센서에 전원이 공급되어 켜질 때 마다 달라지는 값으로 상수 값으로 변하지 않는 항과 시간에 따라 변하는 항으로 구분되어 정리될 수 있다. 일반적으로 시간에 따라 변하는 바이어스 항에 대해서는 바이어스의 Drift라고 부르며 상수 값으로 변하지 않는 항은 Constant 바이어스라고 부른다. 잡음의 경우, 센서가 가지는 성능에 따라 고유의 잡음수준을 가진다. 가속도계에서 발생하는 잡음은 일반적으로 Velocity Random Walk (VRW) 값으로 부르며 각속도계에서 발생하는 잡음은 일반적으로 ARW 값으로 부른다.

4) INS Mechanization

INS를 통해 측정된 가속도와 각속도를 기반으로 위치와 속도, 자세를 계산하는 방법을 INS Mechanization이라고 부른다. INS Mechanization 수식은 다양한 좌표계를 기반으로 유도할 수 있으며 대표적으로 Local NED (North-East-Down) 좌표계와 ECEF XYZ 좌표계를 많이 사용한다 [83]. 많은 연구들이 지자기계나 고도계와 같은 센서들과 결합시에 간단하기 때문에 NED 좌표계를 사용하고 있지만 ECEF 좌표계에 비해 계산량이 많고 변수들간의 관계가 복잡하므로 본 연구에서는 ECEF 좌표계를 기반으로 연구를 수행하였다. 본 연구에서 사용한 ECEF좌표계의 INS Mechanization 식을 정리하면 아래와 같다 [84].

$$\begin{aligned}
 \dot{\mathbf{r}}_u &= \mathbf{v}_u \\
 \dot{\mathbf{v}}_u &= C_B^E \mathbf{f}^b - 2\boldsymbol{\Omega} \mathbf{v}_u - \boldsymbol{\Omega}^2 \mathbf{r}_u + \mathbf{G} \\
 \dot{\mathbf{q}}_u &= 0.5\boldsymbol{\Omega}_{eb}^b \mathbf{q}_u \\
 \dot{\mathbf{b}}_a &= 0 \\
 \dot{\mathbf{b}}_g &= 0
 \end{aligned} \tag{2-10}$$

C_B^E : direction cosine matrix (Body to ECEF)

$\boldsymbol{\Omega} = [\boldsymbol{\omega}_{ie}^e]^\times$: skew symmetric form of vector $\boldsymbol{\omega}_{ie}^e$

$\boldsymbol{\Omega}_{eb}^b = [\boldsymbol{\omega}_{eb}^b]^\times$: skew symmetric form of vector $\boldsymbol{\omega}_{eb}^b$

ω_{ie}^e : Earth rotation rate (7.292115×10^{-5} rad/s)

\mathbf{G} : gravity force vector ($|\mathbf{G}| \approx 9.8 \text{ m/s}^2$)

위의 식은 순서대로 ECEF 좌표계의 위치, 속도, 자세, 가속도계 바이어스, 각속도계 바이어스를 나타낸다. 중력 모델의 경우, 1967 IGF (International

Gravity Formula)를 이용하였다 [85][86]. INS는 가속도계로 측정한 가속도를 뉴턴의 제 2법칙을 통해 두번 적분하여 위치를 계산하는 방식으로 항법을 수행한다. 또한 가속도계가 측정한 Body Frame에서의 값을 ECEF Frame으로 변환하기 위하여 항체의 자세가 필요하며 이때 각속도계를 통해 측정한 각속도를 한 번 적분하여 자세를 계산하게 된다. 그러나 INS는 이러한 적분 과정속에서 관성센서의 오차가 시간에 따라 누적되어 발산하는 특성을 보인다. 따라서 INS 단독으로 오랜 시간 항법을 수행하기 위해서는 성능이 좋은 고가의 Navigation Grade의 INS가 필요하다. 하지만 모든 Application에서 수천만원 이상의 Navigation Grade를 사용할 수 있는 것은 아니므로 저가형 INS를 기반으로 하는 연구 및 서비스들은 GNSS 측정치와 결합하여 시간에 따른 오차 발산을 방지하는 방법을 사용한다.

3. GNSS/INS 복합항법

1) GNSS/INS 복합항법 개요

앞서 설명한 것과 같이 GNSS는 위성으로부터 신호를 수신할 수 있는 GNSS 수신기를 기반으로 전 세계 지역 어디에서나 절대 위치를 구할 수 있다. GNSS의 오차는 환경적인 요소에 의해 영향을 받지만 일정수준 내에 존재하기 때문에 실외에서 가장 많이 쓰이는 항법시스템이다. 그러나 위성으로부터 받는 전파 신호에 의한 특성 상 Jamming과 같은 위협에 취약하며 도심과 같이 전파를 획득하기 어려운 환경에서는 4개 이상의 가시위성을 확보하기 힘들다. 따라서 지속적인 항법을 수행하기 어려울 뿐만 아니라 도심지에서 발생하는 멀티패스 오차에 의해 극심한 오차에 노출되게 된다. 또한 GNSS는 일반적으로 1Hz에서 10Hz 정도의 낮은 주기의 항법정보를 제공한다.

반면 INS는 독자항법이기 때문에 GNSS와 달리 외부의 영향을 거의 받지 않는 특성을 가지며 연속적이며 100Hz 이상의 높은 주기의 항법정보를 제공한다. 하지만 가속도와 각속도를 적분하여 항법정보를 계산하는 방식을 가지기 때문에 시간이 지남에 따라 오차요소들이 빠르게 발산한다는 단점을 가진다.

따라서 GNSS와 INS는 서로 상반된 장점과 단점을 가지고 있으므로 둘을 결합하여 서로의 장단점을 상호보완할 수 있는 형태로 많은 항법시스템에 활용되고 있다. 아래의 Table 2-5는 GNSS와 INS가 가지는 장점과 단점을 정리하여 나타낸 것이다.

Table 2-5. GNSS와 INS 장단점 비교

	INS	GPS
장점	<ul style="list-style-type: none"> ➤ 자립형 항법시스템 ➤ 동적 특성이 좋음 ➤ 단기간 안정성이 좋음 ➤ 빠른 업데이트 주기 (일반적으로 100Hz) 	<ul style="list-style-type: none"> ➤ 위성항법시스템 ➤ 정적 특성과 정확도가 좋음 ➤ 장기간 오차 누적이 없이 정확도 유지
단점	<ul style="list-style-type: none"> ➤ 시간에 따른 오차 증가 	<ul style="list-style-type: none"> ➤ 낮은 업데이트 주기 (일반적으로 1Hz) ➤ 재밍 및 신호품질 하락에 취약

아래의 Figure 2-25은 GNSS와 INS가 서로 통합되어 사용될 시에 발생하는 시너지 효과에 대해 나타낸 그림이다. GPS는 시간에 따라 일정한 정확도 수준을 가지지만 INS는 단독으로는 시간에 따라 오차가 크게 증가하는

경향을 보인다. 하지만 둘을 결합하여 사용하면 그보다 작은 오차를 가지는 항법해를 안정적으로 제공할 수 있으며 GNSS 신호가 단절된 상황에서도 기존에 INS가 단독으로 쓰일때보다 오차의 발산속도를 줄이는 효과가 나타난다. 이는 초기에 INS가 가지는 바이어스 오차를 GNSS를 기반으로 추정하여 제거하면서 나타나는 효과로 생각할 수 있다.

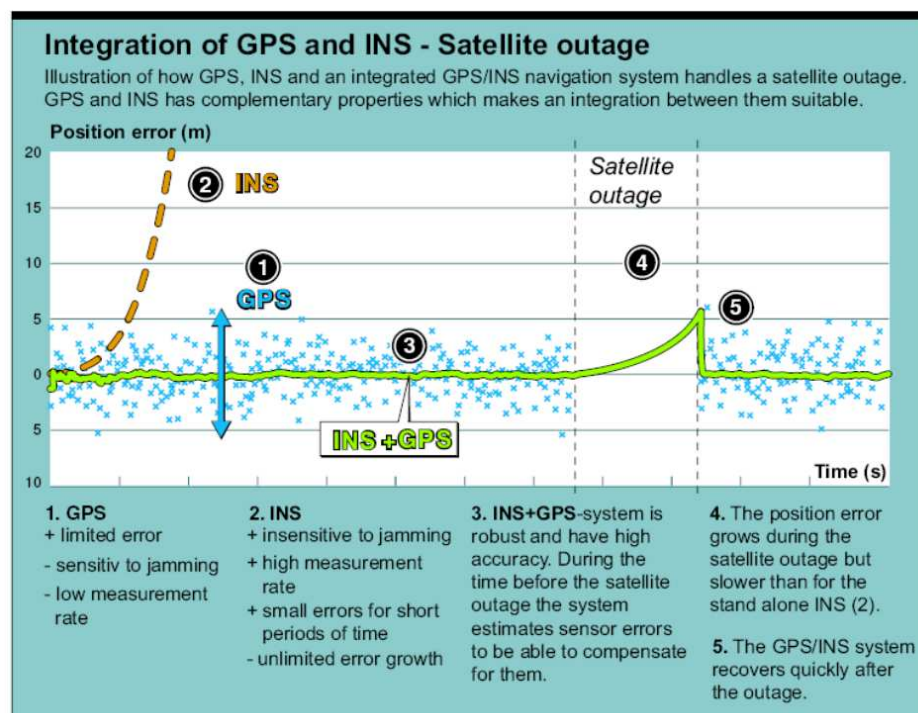


Figure 2-25. GNSS/INS 통합항법 시스템 오차 예시

GNSS와 INS를 결합은 칼만 필터 (Kalman Filter)를 사용하여 이루어지며 통합하는 방식에 따라 약결합, 강결합, 초강결합으로 구분된다 [87], [88]. 각각 결합에 대해 정리하면 아래와 같다.

- **약결합 (Loosely Coupled Integration)** [89], [90]

약결합은 GNSS 수신기의 측정치를 기반으로 계산된 GNSS 위치와 속도를 INS에 직접적으로 결합하는 방식을 말한다. 간단한 구조를 가지고 계산량이 상대적으로 적기 때문에 많은 저가형 항법시스템에 활용되는 방식이다. 하지만 GNSS의 가시위성이 4개 이상일때만 GNSS 위치와 속도를 업데이트할 수 있기 때문에 도심과 같은 상황에서 성능 저하가 발생할 수 있다.

- **강결합 (Tightly Coupled Integration)** [6], [91]

강결합은 GNSS 수신기의 의사거리, 도플러, 반송파 측정치 자체를 그대로 INS에 직접적으로 결합하는 방식을 말한다. 상대적으로 약결합에 비해 복잡한 구조를 가지고 계산량이 크지만 현재의 발전된 컴퓨터 관련 기술에 따라 널리 이용되고 있는 방식이다. 강결합의 경우, 약결합과 달리 가시위성이 4개 미만인 경우에도 측정치 업데이트가 이루어질 수 있기 때문에 가시 위성이 적은 도심 환경에서 활용하기에 적합한 방식이다. 본 연구에서도 강결합을 이용하여 최종적인 도심숲 멀티패스 환경용 저가 차량항법 시스템을 구성하였다.

- **초강결합 (Ultra Tightly Coupled Integration)** [92]–[94]

초강결합의 경우, 단순히 GNSS 수신기의 정보가 INS에 결합되는 구조가 아닌 INS정보가 GNSS 수신기가 위성의 신호를 획득하고 추적하는데 활용되는 결합을 말한다. 따라서 도심 환경과 같은 미약 신호 환경에서 보다 강건한 항법시스템으로써 작동할 수 있다. 하지만 굉장히 복잡한 구조를 가지며 GNSS 수신기 알고리즘과 함께 개발되어야 하기 때문에 각각 GNSS와 INS 센서를 따로 사용하여 결합하는 경우에는 활용하기 힘든 결합 방식이다.

2) Extended Kalman Filter 개요

GNSS와 INS를 결합하는데 가장 일반적으로 쓰이는 Kalman Filter는 시스템이 선형성을 가져야만 활용할 수 있다. 따라서 본 연구에서 개발하고자 하는 차량항법 시스템에는 비선형성을 고려한 Extended Kalman Filter (EKF)구조의 결합을 사용한다. 아래의 식은 EKF의 Process와 Measurement 모델을 나타낸 것이다.

$$\begin{aligned}\delta x_{k+1} &= \Phi_k \delta x_k + w_k \\ \delta z_k &= H_k \delta x_k + v_k\end{aligned}\tag{2-11}$$

위의 수식은 Discretize된 형태의 시스템을 가정하고 있으며 아래첨자 $k+1$ 과 k 은 $k+1$ 과 k 번째에 대한 시간을 나타낸다. 또한 Φ 와 H 는 각각 상태전이행렬 (State Transition Matrix)와 관측행렬 (Observation Matrix)를 나타낸다. 또한 여기서 δ 는 추정 변수들의 오차를 나타내는데 아래와 같은 수식으로 정의된다. $\hat{*}$ 은 추정변수를 나타내며 $*_{true}$ 는 변수의 참값을 말한다.

$$\delta * = \hat{*} - *_{true}\tag{2-12}$$

보통 같은 시간에 해당하는 Process Noise (w)와 Measurement Noise (v)는 서로 상관관계가 없다. 따라서 아래와 같은 성질을 가진다.

$$\begin{aligned} E[w_k w_k^T] &= \begin{cases} Q_k, & i = k \\ 0, & i \neq k \end{cases} \\ E[v_k v_k^T] &= \begin{cases} R_k, & i = k \\ 0, & i \neq k \end{cases} \end{aligned} \quad (2-13)$$

예를 들어 만약 이전 시간의 Process Noise (ω_{k-1})와 현재 시간의 Measurement Noise (v_k)의 상관관계가 있다면, 이는 최적의 필터 성능을 발휘하기 위하여 Kalman Gain (K)를 계산할 때 반드시 고려해주어야 한다. 이와 같이 Process와 Measurement Noise 사이의 Noise Correlation이 발생한 경우, 아래와 같은 수식으로 나타낸다.

$$E[w_{k-1} v_k^T] = C_k \quad (2-14)$$

EKF의 측정치 업데이트 (Measurement Update) 식은 아래와 같다. 위첨자 -와 +는 각각 측정치 업데이트가 되기 전과 후의 상태를 나타낸다. 또한 δz_k 는 GPS로 계산된 정보를 통해 구성되게 되는데 반송파 위상 시간차분 측정치를 활용하였을 때의 δz_k 는 이후 다음장에서 자세히 설명하도록 한다.

$$\delta \hat{x}_k^+ = \delta \hat{x}_k^- + K_k (\delta z_k - H_k \delta \hat{x}_k^-) \quad (2-15)$$

다음으로 추정된 위치의 오차 (Estimation Error or Residual Error)는 아래와 같이 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned}
e_k &= \delta \hat{x}_k^+ - \delta x_k \\
&= \delta \hat{x}_k^- + K_k (\delta z_k - H_k \delta \hat{x}_k^-) - \delta x_k \\
&= \delta \hat{x}_k^- - \delta x_k + K_k (H_k \delta x_k + v_k - H_k \delta \hat{x}_k^-) \\
&= (I - K_k H_k) e_k^- + K_k v_k
\end{aligned} \tag{2-16}$$

위의 식에서 $\delta x_k, \delta z_k$ 는 각각 추정 상태 변수와 측정치의 참값을 뜻한다. 또한 e_k^- 는 측정치 업데이트 이전에 시간 업데이트 (Time Update) 과정에서의 추정오차를 의미한다.

위의 (2-16)식을 활용하여 Error Covariance Matrix (P_k^+)를 아래와 같이 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned}
P_k^+ &= E[e_k e_k^T] \\
&= E\left\{[(I - K_k H_k) e_k^- + K_k v_k][(I - K_k H_k) e_k^- + K_k v_k]^T\right\}
\end{aligned} \tag{2-17}$$

위의 식을 정리된 형태로 만들기 위해서는 e_k^- 와 v_k 의 관계를 정의해야 하며, 이는 아래의 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned}
E[e_k^- v_k^T] &= E[(\delta \hat{x}_k^- - \delta x_k) v_k^T] \\
&= E[(\Phi_{k-1} \delta \hat{x}_{k-1} - \Phi_{k-1} \delta x_{k-1} - w_{k-1}) v_k^T] \\
&= -E[w_{k-1} v_k^T] = -C_k
\end{aligned} \tag{2-18}$$

실제로 v_k 가 백색 잡음의 특성 (White Characteristic)을 가지므로 δx_{k-1} 과 $\delta \hat{x}_{k-1}$ 과는 상관관계를 가지지 않는다. 따라서 위와 같이 정리될 수 있다. 또한 일반적으로 Process Noise와 Measurement Noise 사이에 상관성이

존재하지 않기 때문에 C_k 도 0 행렬을 가진다.

(2-18)식과 같이 정리된 꼴을 (2-17)에 대입하여 Error Covariance Matrix (P_k^+)의 완성된 형태를 나타내면 아래와 같다.

$$P_k^+ = (I - K_k H_k) P_k^- (I - K_k H_k)^T + K_k R_k K_k^T - (I - K_k H_k) C_k K_k^T - K_k C_k^T (I - K_k H_k)^T \quad (2-19)$$

위의 식에서 C_k 에 대한 두 항은 잡음의 상관성이 존재하지 않는 일반적인 EKF에서는 고려되지 않는다.

다음으로, Kalman Gain (K_k)은 앞서 구한 Error Covariance Matrix (P_k^+)의 Trace를 Kalman Gain (K_k)에 대해 미분하여 계산할 수 있으며 아래와 같이 정리할 수 있다.

$$K_k = (P_k^- H_k^T + C_k) [H_k P_k^- H_k^T + R_k + H_k C_k + C_k^T H_k^T]^{-1} \quad (2-20)$$

위와 같이 정리한 수식을 통해 EKF의 측정치 업데이트는 수행되며, 시간 업데이트에 대한 것을 정리하면 아래와 같다. 상태전이행렬 (Φ)를 기반으로 추정 변수들을 업데이트하며 추정변수관련 Covariance 또한 앞선 측정치 업데이트에서 결정된 P_k^+ 를 propagation 시킨 것과 Process Noise에 대한 값을 더하여 결정한다.

$$\begin{aligned} \delta \hat{x}_{k+1}^- &= \Phi_k \delta \hat{x}_k^+ \\ P_{k+1}^- &= \Phi_k P_k^+ \Phi_k^T + Q_k \end{aligned} \quad (2-21)$$

아래의 Figure 2-26은 간단히 GPS와 INS가 결합되는 간단한 EKF의 예를 보여준다. 그림과 같이 지속적으로 INS 정보를 기반으로 State Propagation과 Time Update를 수행하고 GPS 정보를 기반으로 Measurement Update를 반복하면서 항체의 위치, 속도, 자세에 대한 추정을 수행한다.

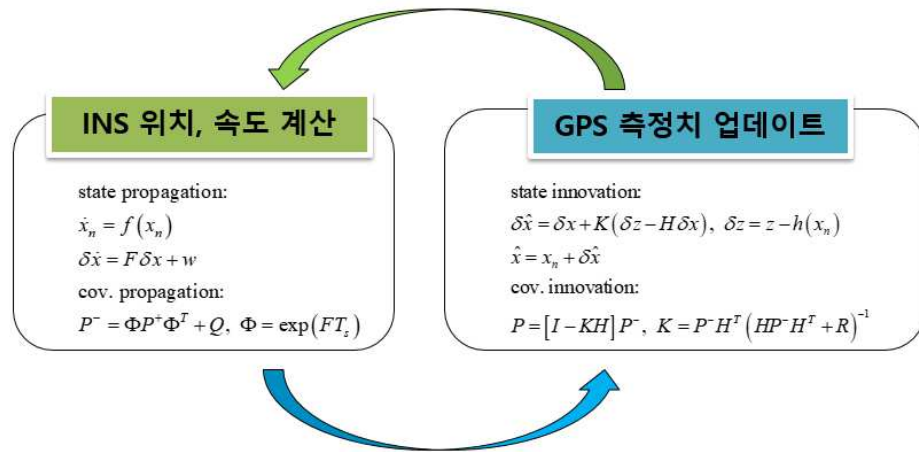


Figure 2-26. Extended Kalman Filter 예시 (GPS/INS)

3장. TDCP/INS 복합 항법

1. 반송파 위상 시간차분 측정치

1) 반송파 위상 시간차분 측정치 개요

반송파 위상 시간차분 측정치는 아래의 (3-1)식과 같이 표현할 수 있다.

$$\phi_u^i = d_u^i + B_u + T_u^i - I_u^i - b^i + m_u^i + \epsilon_{\phi,u}^i + \lambda N_u^i \quad (3-1)$$

위의 수식에서 위첨자 i 는 i 번째 위성을 의미하며, 아래첨자 u 와 ϕ 는 사용자와 반송파 위상 측정치를 의미한다. d 는 위성과 사용자 사이의 실제 거리, B 는 수신기의 시계오차를 의미한다. T, I, b, M, ϵ 은 순서대로 대류층 지연오차, 전리층 지연오차, 위성시계오차, 의사거리 측정치의 멀티패스오차, 수신기 잡음을 나타낸다. 여기서 N 이 미지정수이며 거리 영역에서 표현하기 위해 반송파 위상 측정치의 파장 (λ)의 곱으로 표현하였다. 반송파 위상 측정치의 파장은 신호가 가지는 주파수에 따라 달라지며 일반적으로 GPS의 대표적인 L1 주파수 반송파 위상 측정치의 파장은 약 19cm 이다.

의사거리 측정치와 비교하여 다중경로 오차에 강건하다는 점과 수신기 잡음이 mm급으로 작다는 점이 반송파 위상 측정치의 장점이다. 하지만 미지정수를 결정해야만 사용자의 위치를 결정할 수 있다. 따라서 이러한 미지정수를 결정하기 위하여 다양한 방법이 제시되어 왔으며 일반적으로 고가의

이중주파수 수신기의 정보를 활용한 방식이다. 대표적으로 LAMBDA (Least-squares AMBiguity Decorrelation Adjustment)와 LSAST (Least Squares Ambiguity Search Technique)이 있다. 이러한 방식들을 기본으로 하여 점차 단일주파수 수신기에서도 활용될 수 있도록 하는 방법들이 제시되고 있지만 정확하고 빠르게 미지정수를 결정하기 위해서는 이중주파수 이상의 수신기 및 기준국 보정정보가 필요한 실정이다 [95]–[98].

본 연구에서는 이러한 미지정수를 결정하지 않으며 반송파 위상 측정치를 활용할 수 있는 시간차분 기술을 활용하였다. 미지정수는 GNSS 수신기가 신호를 추적하고 획득하는 과정에서 한번 결정되면 시간에 따라 변하지 않는다는 특성을 가진다. 따라서 연속된 시간(t_1 과 t_2)에 대해 측정된 반송파 위상 측정치를 시간 차분하여 나타내면 아래의 식과 같다.

$$\begin{aligned}\Delta_t \phi_u^i &= \phi_u^i(t_2) - \phi_u^i(t_1) \\ &= \Delta_t d_u^i + \Delta_t B_u + \Delta_t T_u^i - \Delta_t I_u^i - \Delta_t b^i + \Delta_t \epsilon_{\phi,u}^i\end{aligned}\quad (3-2)$$

위의 식에서 Δ_t 는 시간차분에 대한 것을 나타내며 반송파 위상 측정치의 멀티패스 오차는 최대 5~10cm 수준으로 발생하기 때문에 위의 수식에서는 제외하여 나타내었다. 또한 GNSS 위성으로부터 방송되는 방송궤도력을 통해 위성시계오차(b)는 대부분 제거가능하므로 이후 수식에서는 소거된 형태로 전개하였다.

2) 반송파 위상 시간차분 측정치 기반 상대항법 알고리즘

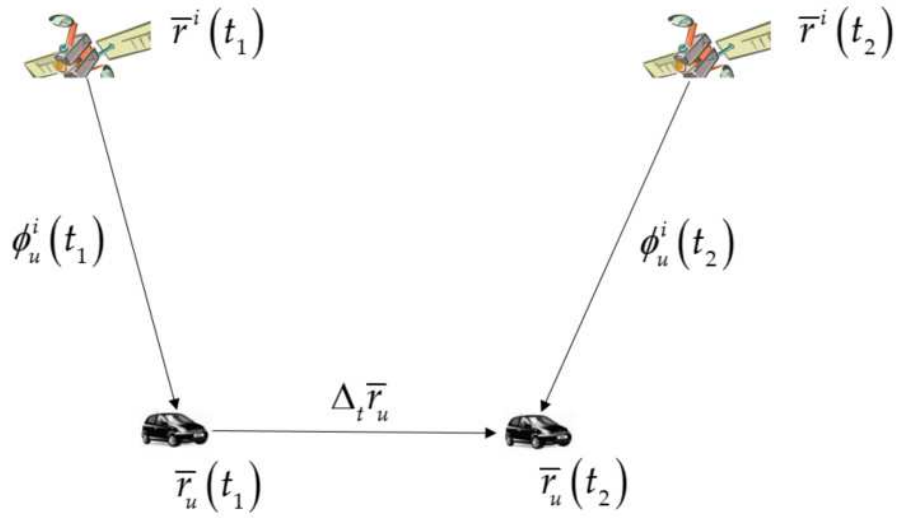


Figure 3-1. Carrier Phase Measurements at time epoch t1 and t2

위의 Figure 3-1은 연속된 시간(t_1 과 t_2)에서의 위성과 사용자의 위치, 반송파 위상 측정치에 대해 나타낸 그림이다. 실제로 (3-2)식과 같은 반송파 위상 시간차분 (TDCP, Time Differenced Carrier Phase) 측정치를 통해 연속된 시간 사이에 사용자가 이동한 상대위치를 계산할 수 있다. 이를 보다 자세히 나타내면 아래의 식과 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 \Delta_t \phi_u^i &= \phi_u^i(t_2) - \phi_u^i(t_1) \\
 &= \{ \bar{r}^i(t_2) - \bar{r}_u(t_2) \} \cdot \bar{e}_u^i(t_2) - \{ \bar{r}^i(t_1) - \bar{r}_u(t_1) \} \cdot \bar{e}_u^i(t_1) \\
 &\quad + \{ \delta \bar{r}^i(t_2) \cdot \bar{e}_u^i(t_2) - \delta \bar{r}^i(t_1) \cdot \bar{e}_u^i(t_1) \} + \Delta_t B_u + \Delta_t T_u^i - \Delta_t I_u^i + \Delta_t \epsilon_u^i \quad (3-3) \\
 &= \bar{r}^i(t_2) \cdot \bar{e}_u^i(t_2) - \bar{r}^i(t_1) \cdot \bar{e}_u^i(t_1) - \Delta_t \bar{r}_u \cdot \bar{e}_u^i(t_2) - \bar{r}_u(t_1) \cdot \Delta_t \bar{e}_u^i \\
 &\quad + \{ \delta \bar{r}^i(t_2) \cdot \bar{e}_u^i(t_2) - \delta \bar{r}^i(t_1) \cdot \bar{e}_u^i(t_1) \} + \Delta_t B_u + \Delta_t T_u^i - \Delta_t I_u^i + \Delta_t \epsilon_u^i
 \end{aligned}$$

위의 수식에서 $\delta \mathbf{r}$ 은 위성의 궤도에 대한 잔여오차를 나타내며 미지정수 N 의 경우에 시간에 따라 일정하기 때문에 소거되었다. 또한 이후 수식 정리에서는 의사거리 측정치에 대한 내용은 없기 때문에 수신기 잡음의 표현에 아래첨자 ϕ 는 제외하였다. 따라서 위의 식을 이용하여 Least Square 방식을 통해 사용자가 이동한 상대위치를 계산할 수 있다. 아래의 수식은 반송파 위상 시간차분 측정치를 통해 결정하고자 하는 미지항을 좌변에 정리하고 우변에는 측정치 및 알고있는 정보에 대한 항들을 정리한 것이다.

$$\Delta_t \bar{r}_u \cdot \bar{e}_u^i(t_2) - \Delta_t B_u = \bar{r}^i(t_2) \cdot \bar{e}_u^i(t_2) - \bar{r}^i(t_1) \cdot \bar{e}_u^i(t_1) - \bar{r}_u(t_1) \cdot \Delta_t \bar{e}_u^i - \Delta_t \phi_u^i + \Delta_t E_u^i \quad (3-4)$$

또한 GPS 오차요소의 시간변화율에 관련된 항들을 다음과 같이 간단하게 정의하여 정리하였다.

$$\Delta_t E_u^i = \Delta_t T_u^i - \Delta_t I_u^i + \Delta_t \epsilon_u^i + \{ \delta \bar{r}^i(t_2) \cdot \bar{e}_u^i(t_2) - \delta \bar{r}^i(t_1) \cdot \bar{e}_u^i(t_1) \} \quad (3-5)$$

이러한 반송파 위상 측정치가 m 개의 위성에 대해 측정될 때, Matrix 형태로 정리하면 아래와 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \bar{e}_u^1(t_2) & -1 \\ \vdots & \vdots \\ \bar{e}_u^m(t_2) & -1 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \Delta_t \bar{r}_u \\ \Delta_t B_u \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{r}^1(t_2) \cdot \bar{e}_u^1(t_2) - \bar{r}^1(t_1) \cdot \bar{e}_u^1(t_1) - \bar{r}_u(t_1) \cdot \Delta_t \bar{e}_u^1 - \Delta_t \phi_u^1 + \Delta_t E_u^1 \\ \vdots \\ \bar{r}^m(t_2) \cdot \bar{e}_u^m(t_2) - \bar{r}^m(t_1) \cdot \bar{e}_u^m(t_1) - \bar{r}_u(t_1) \cdot \Delta_t \bar{e}_u^m - \Delta_t \phi_u^m + \Delta_t E_u^m \end{bmatrix} \quad (3-6)$$

현재 위의 수식은 $\mathbf{H}\mathbf{x} = \mathbf{z}$ 와 같은 항법 방정식 형태를 갖는데 이를 통해 결정하고자 하는 미지항 \mathbf{x} 는 사용자의 이동한 상대위치와 수신기 시계오차의 변화율이 된다. 일반적으로 위성차분을 통해 수신기 시계오차 관련 항을 소거시킨 형태의 항법 방정식을 많이 구성하여 사용하며 i 번째 위성에 대해 기준위성으로 위성차분한 측정치는 아래와 같다.

$$\begin{aligned} & \Delta_t \bar{r}_u \cdot {}^i \nabla^R \bar{e}_u(t_2) \\ &= {}^i \nabla^R \bar{r}(t_2) \cdot \bar{e}_u(t_2) - {}^i \nabla^R \bar{r}(t_1) \cdot \bar{e}_u(t_1) - \bar{r}_u(t_1) \cdot {}^i \nabla^R \Delta_t \bar{e}_u - {}^i \nabla^R \Delta_t \phi_u + {}^i \nabla^R \Delta_t E_u \end{aligned} \quad (3-7)$$

여기서 위첨자 R 은 기준위성을 의미하며 일반적으로 최고 양각 (Elevation Angle)을 갖는 위성을 기준위성으로 활용한다. 이는 최고 양각을 갖는 위성의 잡음 수준이나 오차요소에 대한 영향이 작기 때문이다.

위의 식을 m 개의 위성에 대한 Matrix 형태로 나타내면 아래와 같다.

$$\begin{aligned} & \begin{bmatrix} {}^1 \nabla^R \bar{e}_u(t_2) \\ \vdots \\ {}^{m-1} \nabla^R \bar{e}_u(t_2) \end{bmatrix} (\Delta_t \bar{r}_u) \\ &= \begin{bmatrix} {}^1 \nabla^R \bar{r}(t_2) \cdot \bar{e}_u(t_2) - {}^1 \nabla^R \bar{r}(t_1) \cdot \bar{e}_u(t_1) - \bar{r}_u(t_1) \cdot {}^1 \nabla^R \Delta_t \bar{e}_u - {}^1 \nabla^R \Delta_t \phi_u + {}^1 \nabla^R \Delta_t E_u \\ \vdots \\ {}^{m-1} \nabla^R \bar{r}(t_2) \cdot \bar{e}_u(t_2) - {}^{m-1} \nabla^R \bar{r}(t_1) \cdot \bar{e}_u(t_1) - \bar{r}_u(t_1) \cdot {}^{m-1} \nabla^R \Delta_t \bar{e}_u - {}^{m-1} \nabla^R \Delta_t \phi_u + {}^{m-1} \nabla^R \Delta_t E_u \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3-8)$$

최종적으로 위의 식 또한 $\mathbf{H}\mathbf{x} = \mathbf{z}$ 와 같은 항법 방정식의 형태를 가지며 아래의 식과 같은 Least Square 방식을 통해 연속된 시간 사이의 사용자가 이동한 상대위치를 결정할 수 있다.

$$\Delta_t \bar{r}_u = (H^T H)^{-1} H^T z \quad (3-9)$$

3) 반송파 위상 시간차분 측정치 기반 상대항법 정확도

반송파 위상 시간차분 측정치는 일반적으로 많은 연구에서 정밀 속도 추정을 위해 사용되어 왔다 [14], [15]. 기본적으로 GNSS 측정치 중 속도 추정에는 대부분 도플러 측정치를 활용한다. 하지만 반송파 위상 시간차분 측정치에 미지정수 점프 (사이클슬립)와 같은 현상이 없는 경우에 도플러 측정치 기반의 속도보다 더욱 정밀한 속도를 추정할 수 있는 것으로 알려져있다. 아래의 Figure 3-2, Figure 3-3은 각각 도플러 측정치 기반 추정 속도오차와 반송파 위상 시간차분 측정치 기반 추정 속도오차를 나타낸 것이다. 그림에서 확인할 수 있듯이 반송파 위상 시간차분 측정치 기반 추정 속도오차가 더 정확한 것을 확인할 수 있다. 일반적으로 도플러 측정치 기반의 속도 정확도는 cm/sec, 반송파 위상 시간차분 측정치 기반의 속도 정확도는 mm/sec로 알려져있다.

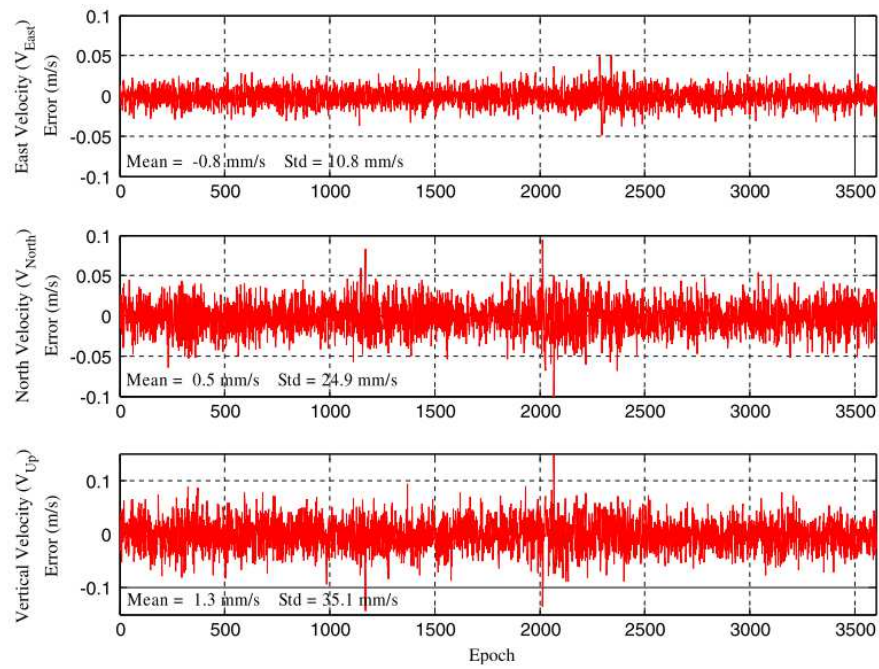


Figure 3-2. Doppler Measurements based Velocity Errors (ENU)

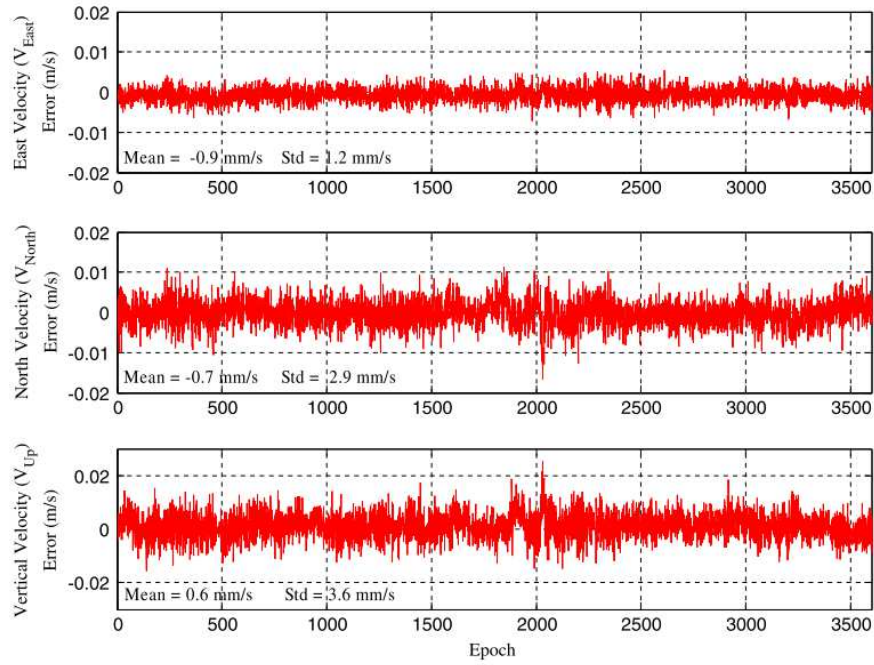


Figure 3-3. TDCP Measurements based Velocity Errors (ENU)

본 연구에서는 이러한 반송파 위상 시간차분 측정치를 기반으로 상대위치를 결정하고 알고있는 초기위치에 이를 누적하여 시간에 따른 사용자의 절대위치를 결정하는 방법을 사용한다. 이를 수식으로 나타내면 아래와 같다.

$$\bar{r}_u(t) = \bar{r}_u(0) + \sum \Delta_t \bar{r}_u \quad (3-10)$$

위의 식에서 $\bar{r}_u(0)$ 는 초기위치를 의미한다. 위의 식을 통해 결정되는 항법해의 정확도를 확인하기 위하여 시뮬레이션과 정적실험을 진행하였으며 각각에 대해 결과 및 분석을 정리하면 다음과 같다.

- 시뮬레이션 기반, 정확도 성능 확인

시뮬레이션을 기반으로 반송파 위상 시간차분 측정치의 위치 정확도 성능을 확인하기 위해 데이터를 생성하였다. 시뮬레이션의 경우, 간단히 GPS 위성군만 존재한다고 가정하였다. 대부분의 GNSS 오차요소는 모델을 통해 생성되었으며 대륙층의 경우, 미국의 SBAS (Satellite Based Augmentation System)인 WAAS (Wide Area Augmentation System) 모델을 활용하여 생성되었다 [53]. 또한 수신기 잡음의 경우, Exponential model을 기반으로 생성되었으며 위성 궤도오차와 위성시계오차의 경우 실제 방송궤도력 데이터와 정밀궤도력인 SP3 (Standard product #3)를 비교 데이터를 기반으로 생성되었다 [99]. 전리층의 경우, JPL (Jet Propulsion Laboratory)에서 제공하는 IONEX (IONosphere EXchange) 형태의 데이터를 기반으로 생성하여 시뮬레이션에 이용하였다 [100]. 마지막으로 반송파 위상 측정치의 미지정수와 수신기 시계오차의 경우, 시간차분과 위성차분에 의해 소거되어 반송파 위상 시간차분 측정치 기반의 위치해에 영향을 주지 않기 때문에 간단히 정수형태로 고정하여 생성하였다. 아래의 Figure 3-4은 생성시에 활용한 GPS 위성의 분포를 나타낸 Skyplot 그림이다.

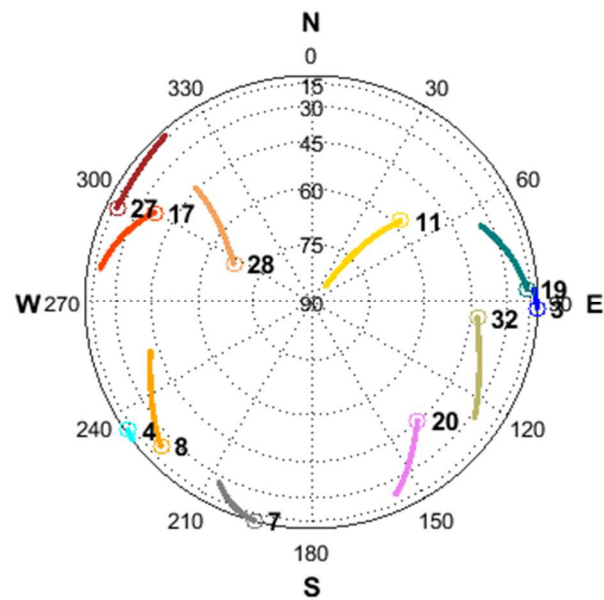


Figure 3-4. Skyplot (in Simulation)

생성된 시뮬레이션 데이터를 기반으로 초기에 알고있는 위치에 1시간동안 1초 간격으로 반송파위상시간차분 측정치를 통해 계산된 상대위치를 누적한 절대위치의 오차를 나타내면 아래의 오류! 참조 원본을 찾을 수 없습니다.과 같다.

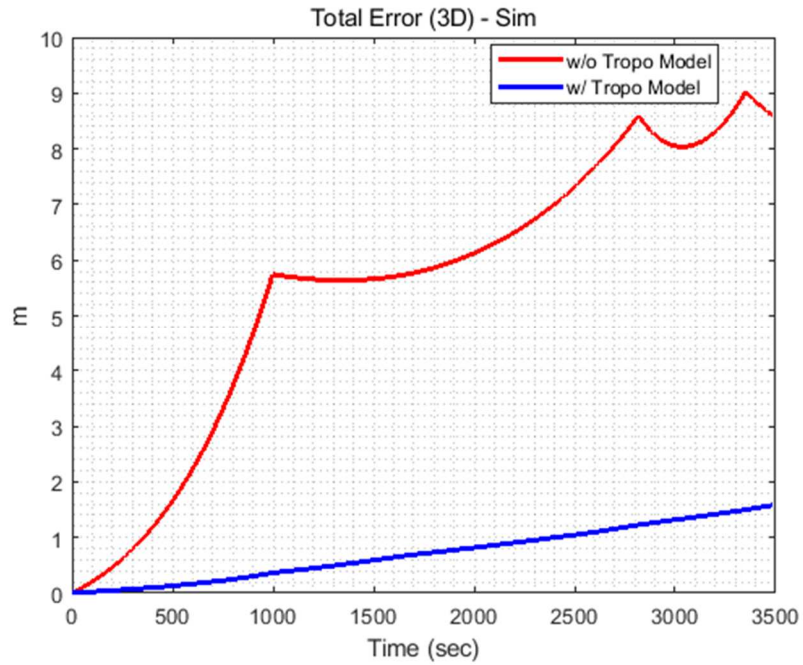


Figure 3-5. Static Simulation Result (TDCP based Position Accuracy)

결과에서 살펴 볼 수 있듯이 대류층 모델을 활용하여 대류층 지연을 보상하지 않은 측정치 기반의 3D 위치 오차는 전리층 오차, 대류층 오차와 같이 시간이 지남에 따라 변하는 오차의 영향으로 위치오차가 점차 증가하는 형태를 가지는 것을 확인 할 수 있다. 실제로 측정치에 포함된 대류층 지연오차를 그려보면 아래의 Figure 3-6와 같다.

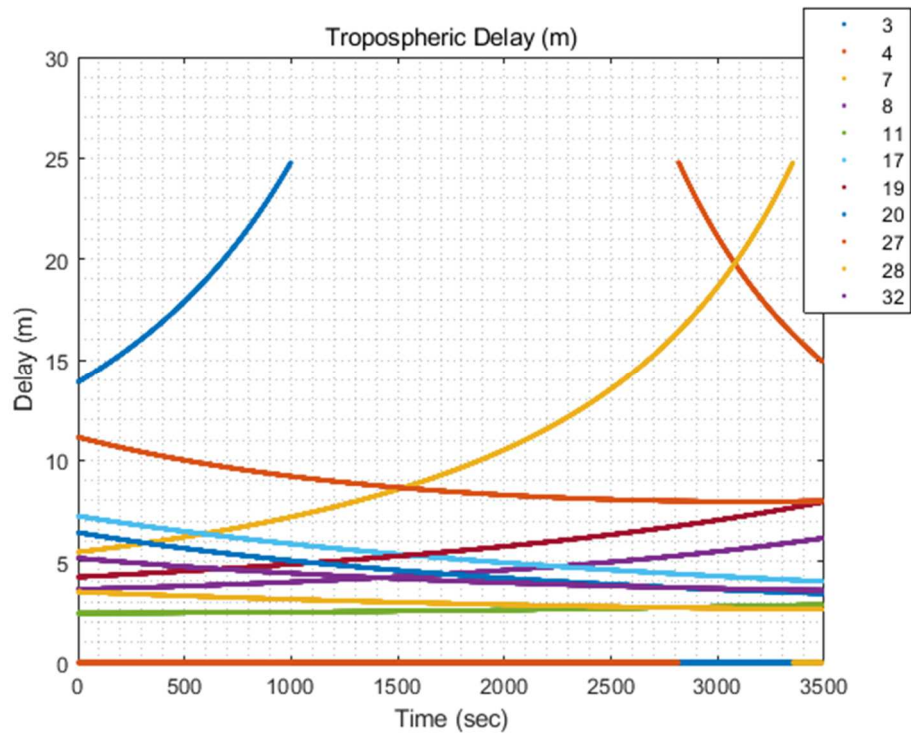


Figure 3-6. Tropospheric Delay (in Simulation)

대류층 오차는 대부분의 위성들이 10m 이하의 값을 가지며 변화량이 크지 않지만 900초 부근에서 지는 위성이나 3000초 부근에서 지거나 뜨는 위성들의 경우에 상당히 큰 지연오차값과 변화량을 확인할 수 있다. 따라서 이들을 적절히 모델을 통해 제거해주지 않는다면 **오류! 참조 원본을 찾을 수 없습니다.**에서 붉은색 실선과 같이 큰 누적 위치오차를 유발하게 된다. 대류층 오차의 경우, 외부의 보정정보 없이 수신기 단독으로 항법을 수행하는 경우에도 대부분은 모델을 통해 제거가 가능하다. 따라서 위의 시뮬레이션 결과도 대류층은 Saastamoinen 모델을 활용하여 영향을 제거된 경우와 모델을 사용하지 않은 경우로 구분하여 결과를 확인하였다 [51].

대류층 지연오차를 모델을 통해 적절히 제거한 경우, 시뮬레이션을 통해 확인한 3D 위치오차는 초기위치에 대비하여 15분간은 약 0.3m 수준이었으

며 이후 오차가 누적되어 1시간 후에는 1.5m 수준에 가까워짐을 확인 할 수 있었다.

● 실측 데이터 기반, 정확도 성능 확인

실측 데이터를 기반으로 반송파 위상 시간차분 측정치를 활용한 정확도 성능을 확인하기 위하여 실험을 진행하였다. 실험은 2017년 7월 23일 한국 시간으로 오후 5시~6시 사이에 1시간동안 진행하였다. 아래의 Figure 3-7 과 같이 기존에 설치되어 있는 서울대학교 312동 기준국을 활용하였다. 기준국의 좌표는 측량을 통해 정밀하게 측위되어 있으며 ECEF 좌표계와 LLH (Latitude, Longitude, Height) 좌표계에 대해 정리하면 아래의 Table 3-1와 같다.

Table 3-1. Position of Reference Station

	ECEF 좌표	LLH 좌표
기준국 위치	X = -3047717.301 m Y = 4051563.531 m Z = 3857380.548 m	Lat = 37° 27' 03.6006" Lon = 126° 57' 06.0120" H = 217.694 m



Figure 3-7. 기준국 안테나 설치 모습 (서울대학교 312동 옥상)

기준국의 구성은 다음과 같다. Figure 3-8와 같이 기준국 수신기는 고가의 다중주파수 수신기인 Trimble사의 NetR9을 이용하였다. 또한 안테나의 경우, 서울대학교 312동 옥상에 설치되어 있는 기준국인 Trimble사의 Zephyr Geodetic 2 RoHS 모델을 활용하였다.



Figure 3-8. (좌) 기준국 안테나, (우) 기준국 수신기

본 실험에서는 GPS 위성군 데이터만을 활용하여 위치 정확도를 확인하였으며, 실험동안 측정된 GPS 위성의 분포를 나타내면 아래의 Figure 3-9와 같다.

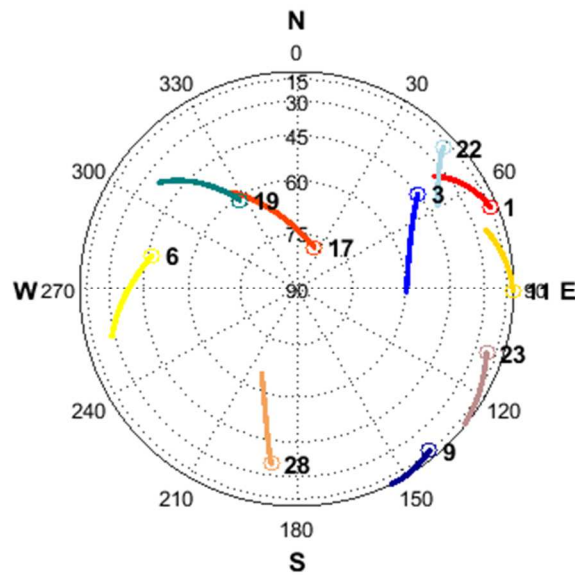


Figure 3-9. Skyplot (in Real Static Test)

수집된 반송파 위상 측정치를 시간차분하여 상대위치를 계산하였으며, 이때 Sasstamoinen 대류층 모델을 활용하여 대류층 지연에 대한 오차를 보상하여 측정치를 사용하였다. 매 초 계산된 상대위치는 초기에 알고있는 위치(기준국 좌표)에 누적하여 매 시간마다의 정밀 위치를 계산하였다. 이때 반송파 위상 측정치에 발생할 수 있는 사이클슬립의 경우, 이중주파수 측정치를 활용하여 전리층 변화율을 기반으로 모니터링하면서 선처리된 측정치를 사용하여 항법을 수행하였다. 따라서 이를 통해 사이클슬립 측정치가 위치정확도에 영향을 주지 않도록 하였다.

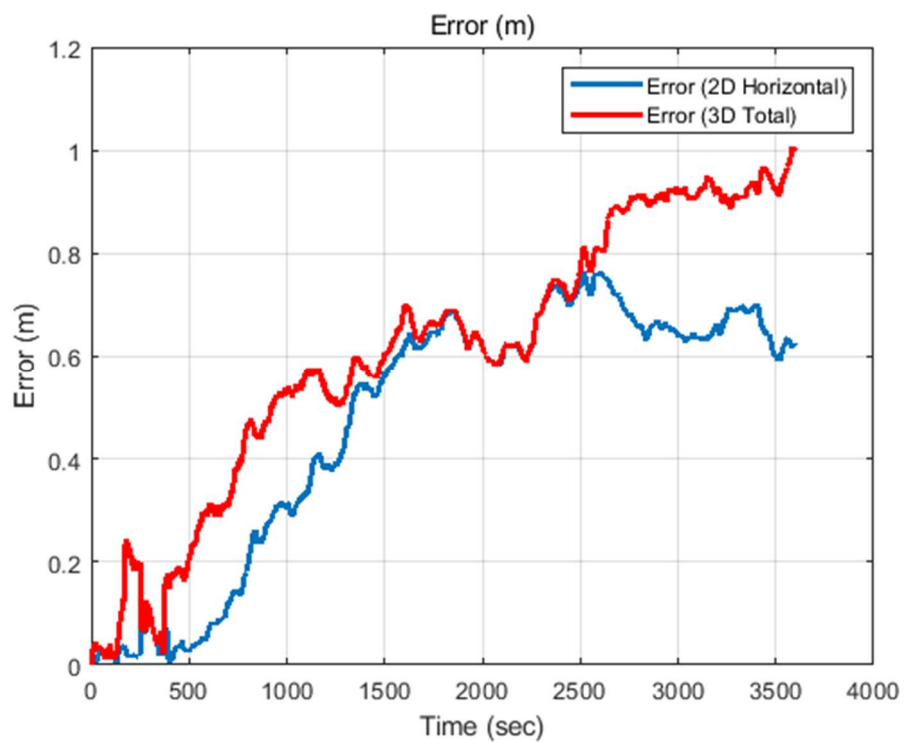


Figure 3-10. Static Test Result (TDCP based Position Accuracy)

위의 Figure 3-10은 결과를 도시화한 것이며 붉은색은 3D 위치오차, 파란색은 수평 위치오차를 나타낸다. 시뮬레이션과 마찬가지로 시간이 지남에 따라 GNSS 오차요소의 변화가 누적되어 위치오차가 증가하게 되는 것을 확인할 수 있다. 실제로 15분까지는 초기위치에 대비하여 약 0.3m 수준의 수평위치오차가 발생함을 확인할 수 있으며 보다 시간이 지나면서 오차가 누적되어 1시간후에는 약 0.6m까지 수평 위치 오차가 발생함을 확인할 수 있었다.

이러한 sub meter급 정확도의 경우, 의사거리 측정치의 잡음 수준에 해당한다. 또한 도심숲 환경에서 의사거리 측정치에 발생하는 멀티패스 오차의 크기를 고려했을 때, 기존의 의사거리 측정치를 기반으로 하여 항법을 수행하는 저가형 GNSS 수신기가 가지기 힘든 위치정확도를 반송파 위상 시간차분 측정치를 기반으로 획득할 수 있음을 확인하였다.

4) 반송파 위상 시간차분 측정치 기반 상대항법 특징

반송파 위상시간차분 측정치를 기반으로 하는 항법의 특징은 멀티패스 오차에 강건하여 도심에서 활용될 수 있다는 점과 mm수준의 작은 측정치 잡음을 기반으로 정밀 항법을 수행할만한 정밀 위치해 제공이 가능하다는 것이 있다. 또한 시간차분 측정치를 활용함으로써 항법해 점프현상이 발생하지 않는다는 큰 장점이 있다. 이는 아래의 Figure 3-11, Figure 3-12을 통해 보다 자세히 설명할 수 있다.

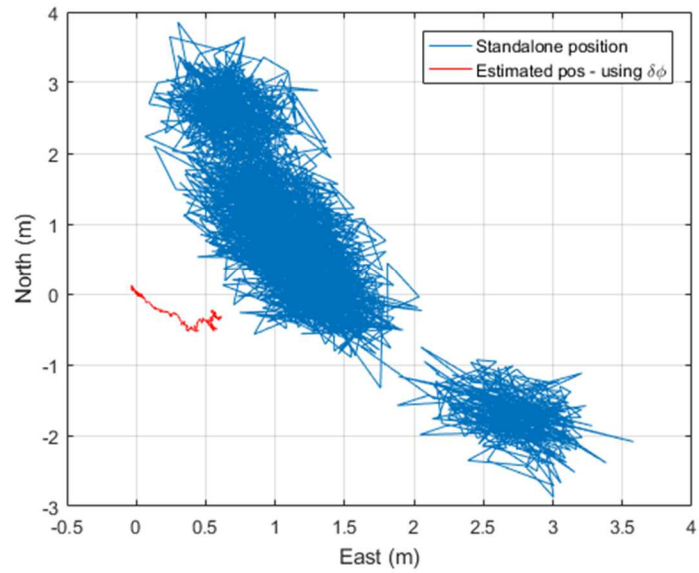


Figure 3-11. Time Histroy of Horizontal Error

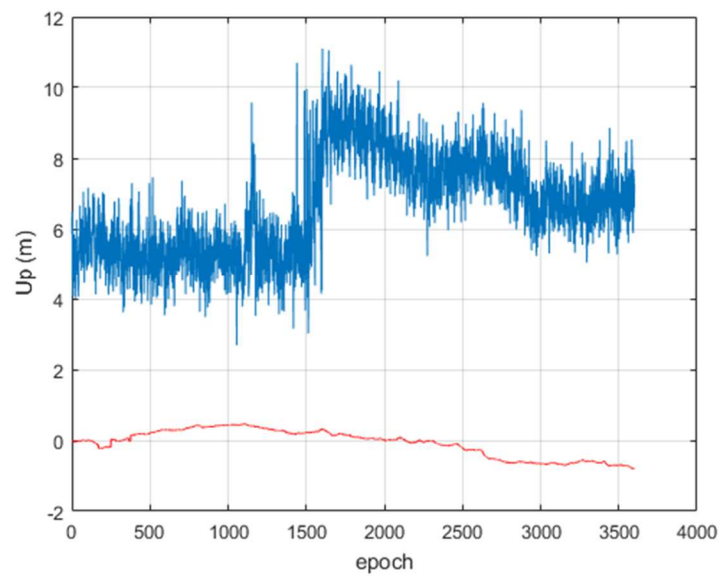


Figure 3-12. Time History of Vertical Error

위의 그림은 앞서 실측 반송파 위상 시간차분 측정치 기반의 상대항법 정

확도를 확인한 결과와 함께 실측 의사거리 측정치 기반의 Standalone 위치 결과를 수평과 수직으로 나누어 도시화한 것이다. 파란색이 Standalone 결과이며 붉은색이 반송파 위상 시간차분 측정치 기반의 결과이다. 의사거리 측정치와 반송파 위상 측정치의 잡음수준의 차이를 쉽게 확인할 수 있으며 또한 반송파 위상 시간차분 측정치를 통해 정밀 항법을 수행이 가능함을 확인할 수 있다.

항법해 점프현상이라 함은 Standalone 결과를 보았을 때, 수평위치 오차 그림에서는 크게 두 영역에 위치해가 찍히는 모습과 수직위치 오차결과에서 1500초 부근에서 급격히 오차가 증가한 부분을 말한다. 이는 순간적으로 가시위성이 변함에 따라 위치오차의 경향성이 변하는 현상을 말하는데 실제로 위치 계산에 활용된 GPS 가시위성의 수는 아래의 Figure 3-13과 같다. 1500초 부근에서 가시위성이 1개 줄어드는 경우를 생각해보면, 이에 해당하는 지는 위성은 낮은 양각을 가졌을 것이다. 따라서 이는 다른 위성들에 비해 측정치 오차를 크게 가지고 있었을 것이며 이러한 위성이 항법해 계산에서 순간적으로 제외되면서 기존에 위치오차와 다른 경향의 위치오차가 발생한다. 반면 그 순간에도 반송파 위상 시간차분 측정치를 활용한 항법의 경우, 점프 현상없이 안정적으로 정밀 위치를 제공하고 있는 것을 확인할 수 있다. 이는 시간차분 측정치를 활용하면서 발생하는 위치오차는 m수준의 측정치 오차의 절대값이 아닌 cm수준의 변화율의 영향을 받기 때문이다. 이러한 항법해 점프 현상은 정밀 항법을 필수로 하는 자율주행자동차에 활용되기 힘들 수 있음을 예상할 수 있다.

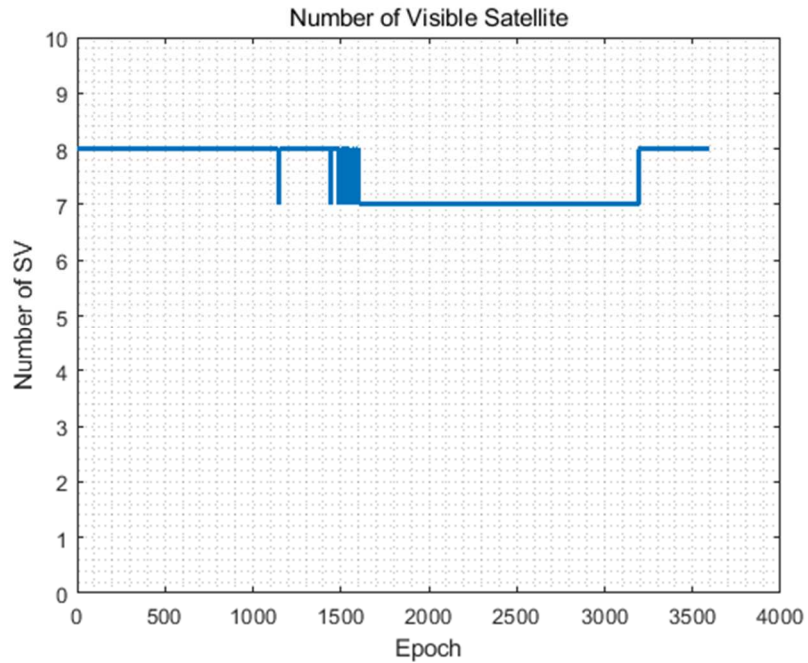


Figure 3-13. Number of Visible Satellite

5) 반송파 위상 시간차분 측정치 기반 상대항법 기타 알고리즘

반송파 위상 시간차분 측정치를 기반으로 상대항법을 하는 알고리즘은 크게 2가지로 나눌 수 있다. 앞서까지 설명한 상대위치를 누적하여 절대위치를 결정하는 방법과 상대 측정치를 누적하여 절대위치를 결정하는 방법이다. 이를 구분하여 정리하면 아래와 같다.

- 상대 위치 누적 알고리즘

상대 위치를 누적하는 방식은 본 연구에서 활용하고 있는 방법이며 앞서 (3-10)식과 같이 계산하는 방식을 말한다. 본 파트에서는 앞선 수식과는 조

금 다른형태로 수식을 정리한다. 이는 이후 상대측정치 누적 알고리즘과의 비교를 원활히 하기 위함이다.

아래의 수식은 상대위치를 누적하는 방식을 통해 초기 위치(x_0)로부터 k 번째 시간에 대한 절대위치($\hat{x}(k)$)를 결정하는 알고리즘을 요약하여 나타낸 것이다.

$$\begin{aligned}
 \hat{x}(1) &= x_0 + H^+(1)\Delta z(1) \\
 \hat{x}(2) &= \hat{x}(1) + H^+(2)\Delta z(2) = x_0 + H^+(1)\Delta z(1) + H^+(2)\Delta z(2) \\
 &\vdots \\
 \hat{x}(k) &= \hat{x}(k-1) + H^+(k)\Delta z(k) \\
 &= x_0 + \sum_{i=1}^k H^+(i)\Delta z(i)
 \end{aligned}
 \tag{3-11}$$

위의 수식에서 위첨자 + 는 Pseudo-Inverse를 나타내며 Δz 는 반송파 위상 시간차분 측정치를 기반으로 결정되는 항법방정식의 측정치이다. 위의 방식을 설명하면 연속된 시간사이에 구성된 반송파 위상 시간차분 측정치를 기반으로 상대위치를 계산하고 이를 지속적으로 초기위치에 누적하여 해당 시간의 위치를 결정하는 방식이다.

● 상대 측정치 누적 알고리즘

상대 측정치 누적 알고리즘은 앞선 상대 위치를 누적하는 방식과 달리 측정치영역에서 측정치를 누적하고 절대위치를 결정하는 방식이다. 이를 수식으로 정리하면 아래와 같다.

$$\begin{aligned}
\hat{x}(1) &= H^+(1) \cdot (z_0 + \Delta z(1)) & \text{where } z_0 &= H(0)x_0 \\
\hat{x}(2) &= H^+(2) \cdot (z_1 + \Delta z(2)) & \text{where } z_1 &= H(1)\hat{x}(1) \\
&\vdots \\
\hat{x}(k) &= H^+(k) \cdot (z_{k-1} + \Delta z(k)) & \text{where } z_{k-1} &= H(k-1)\hat{x}(k-1)
\end{aligned}
\tag{3-12}$$

핵심으로는 앞선 시간에 계산된 위치해를 측정치영역으로 변환하여 앞선 시간에 해당하는 측정치를 만들고 연속된 시간 사이의 반송파 위상시간차분 측정치를 기반으로 결정된 측정치인 Δz 를 더하여 새로운 누적 측정치를 만드는 방식이다. 이렇게 계산된 누적측정치를 해당 시간의 H^+ 와 함께 연산하여 절대위치를 결정할 수 있는 방식이다.

두 방식을 통해 계산된 항법해 오차를 확인해보면 아래의 그림들과 같다. Figure 3-14은 상대 위치누적 방식을 통한 ENU오차를 나타내며, Figure 3-15은 상대 측정치 누적 방식을 통한 ENU 오차를 나타낸다. 두 경우에 대해서 동일한 오차를 가지는 것을 확인 할 수 있다. 본 연구에서는 두 알고리즘 중 보다 간단한 연산 형태를 가지는 상대위치 누적 방식을 통해 연구를 진행하였다.

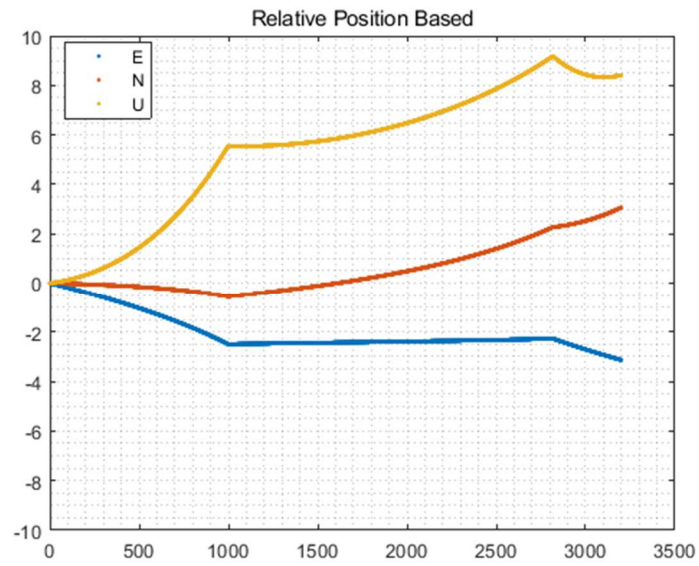


Figure 3-14. Time History of ENU Position Errors (상대 위치 누적)

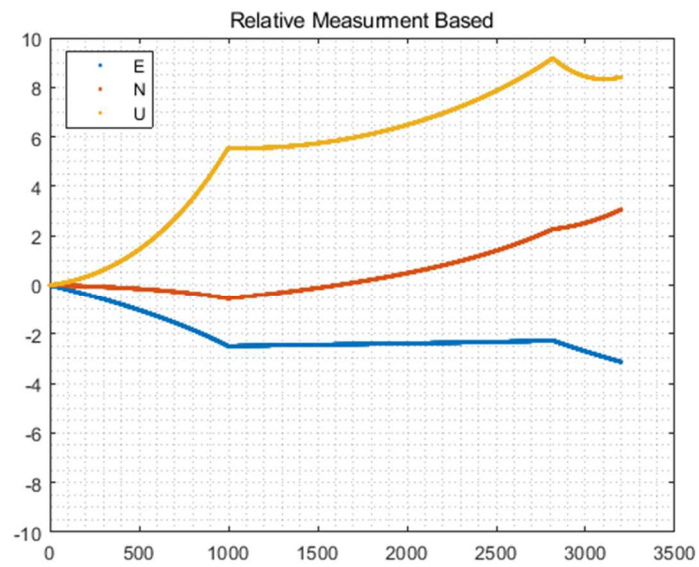


Figure 3-15. Time History of ENU Position Errors (상대 측정치 누적)

2. TDCP/INS 복합 항법 시스템 설계

1) TDCP/INS 복합항법 시스템 개요

반송파 위상 시간차분 측정치 (TDCP)와 INS를 결합하는 효과는 아래의 Figure 3-16으로 설명할 수 있다. 아래의 그림과 같이 연속된 GPS 시간 사이의 INS를 기반으로 추정되어 발생하는 오차를 TDCP를 통해 추정되는 상대위치를 통해 보상하여 보다 정확한 정밀항법을 수행할 수 있다. TDCP를 기반으로 추정되는 상대위치는 cm/sec 이하 수준의 정확도를 가지기 때문에 실제 상대위치와 가까운 값을 가질수 있으므로 저가의 INS를 활용하여 발생하는 오차를 정확하게 보상하고 지속적으로 정밀 위치를 추정할 수 있다.

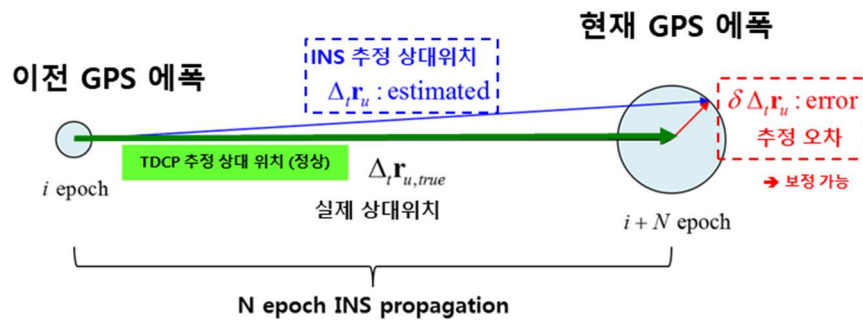


Figure 3-16. TDCP/INS 복합 항법 시스템 구성

일반적으로 기본 GPS와 INS를 결합하는데 Extended Kalman Filter (EKF)를 활용한 연구들이 대부분이다. 하지만 반송파 위상 시간차분 측정치는 EKF에 바로 적용하여 사용하기 힘들다.

반송파 위상 시간차분 측정치 (TDCP)의 식을 다시 나타내면 아래와 같다.

$$\begin{aligned}
\Delta_t \phi_u^i &= \phi_u^i(t_2) - \phi_u^i(t_1) \\
&= \bar{r}^i(t_2) \cdot \bar{e}_u^i(t_2) - \bar{r}^i(t_1) \cdot \bar{e}_u^i(t_1) - \Delta_t \bar{r}_u \cdot \bar{e}_u^i(t_2) - \bar{r}_u(t_1) \cdot \Delta_t \bar{e}_u^i \\
&\quad + \left\{ \delta \bar{r}^i(t_2) \cdot \bar{e}_u^i(t_2) - \delta \bar{r}^i(t_1) \cdot \bar{e}_u^i(t_1) \right\} + \Delta_t B_u + \Delta_t T_u^i - \Delta_t I_u^i + \Delta_t \varepsilon_u^i
\end{aligned}
\tag{3-13}$$

위에서 확인할 수 있듯이 반송파 위상 시간차분 측정치는 현재와 이전 시간에 대한 정보로 구성된다. 기본적으로 일반 EKF 모델은 현재 시간에 대한 정보만으로 이루어져야 함을 기본으로 하고 있다. 따라서 반송파 위상 시간차분 측정치를 일반 EKF 모델에 바로 적용하는 것은 불가능하며 많은 연구들이 이를 해결하고자 다양한 근사방법을 제시하였다. 하지만 단순히 근사 방법을 사용하여 일반 EKF 구조를 유지하는 형태로 필터들이 설계되었기 때문에 이를 기반으로 한 연구들은 최적의 추정성능을 보장하지 못하였으며 최적 신뢰수준 또한 제시하지 못하였다 [14], [16]–[19], [90].

따라서 본 연구에서는 이러한 기존 연구들의 한계점을 보완하고자 반송파 위상 시간 차분측정치 (TDCP)를 INS와 결합하는데 있어 직접적인 모델링 방식을 활용하여 최적의 추정성능과 함께 신뢰수준 또한 제공할 수 있도록 최적 필터를 설계하였다.

2) TDCP/INS 복합항법 시스템 기본 설계

연속된 시간(k, k+1) 사이의 TDCP 측정치기반의 상대위치, INS기반의 상대위치와 실제 True 상대위치에 대한 관계를 나타내면 아래의 Figure 3-17과 같다.

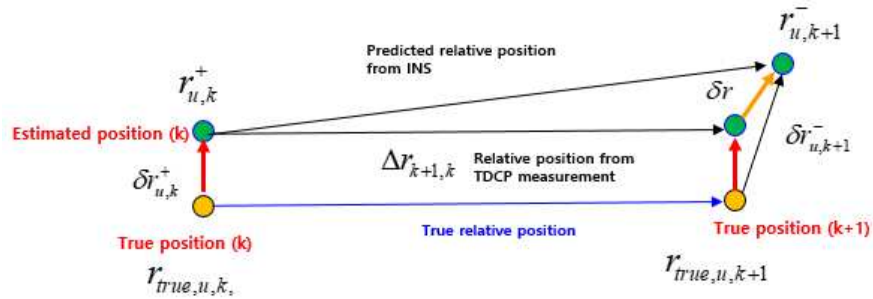


Figure 3-17. 상대위치 벡터들의 관계 (TDCP/INS)

위의 그림에서 연속된 두 Epoch 사이의 TDCP 측정치 기반의 상대위치는 $\Delta r_{k+1,k}$ 이다. k번째 시간까지 TDCP/INS 복합항법 시스템을 통해 추정된 위치 ($r_{u,k}^+$)가 실제 k번째의 True 위치 ($r_{true,u,k}$)에 대비하여 절대위치 오차 ($\delta r_{u,k}^+$)를 가지지만 k+1번째 시간까지 이동한 거리를 TDCP 기반으로 추정한 상대위치는 cm 이하 수준의 정확도를 가지므로 True 상대위치와 비슷한 수준의 벡터로 나타낼 수 있다. 따라서 k번째 시간에서의 TDCP/INS 복합항법 시스템 추정 위치 ($r_{u,k}^+$)를 시작으로 INS를 기반으로 추정된 k+1번째 절대위치 ($r_{u,k+1}^-$)는 INS 오차요소에 의해 위치오차 (δr)을 가지게 될 것이다. 이는 TDCP 측정치 기반의 상대위치 ($\Delta r_{k+1,k}$)을 통해 적절히 보상 될 수 있으며, 이를 통해 정밀한 항법시스템으로 작동할 수 있다.

또한 위의 그림에서 δr 을 공유하는 두 삼각형 (위 삼각형, 오른쪽 삼각형)을 기반으로 상대위치 및 오차들에 대한 관계를 수식적으로 정리할 수 있다. 먼저 오른쪽 삼각형에 대한 관계는 아래와 같이 표현될 수 있다.

$$\delta r = \delta r_{u,k+1}^- - \delta r_{u,k}^+ \quad (3-14)$$

두번째로 위 삼각형에 대한 관계는 아래와 같이 표현 될 수 있다.

$$\delta r = r_{u,k+1}^- - r_{u,k}^+ - \Delta r_{k+1,k} \quad (3-15)$$

위의 두 식을 결합하여 나타내면 아래와 같이 정리할 수 있다.

$$r_{u,k+1}^- - r_{u,k}^+ - \Delta r_{k+1,k} = \delta r_{u,k+1}^- - \delta r_{u,k}^+ \quad (3-16)$$

위의 수식에서 좌변의 앞의 두 항 ($r_{u,k+1}^- - r_{u,k}^+$)은 INS를 기반으로 추정된 상대 위치를 나타내며 좌변의 마지막 항 ($\Delta r_{k+1,k}$)은 TDCP로 측정한 상대 위치를 나타낸다. 따라서 좌변은 추정된 위치에 측정된 위치의 차이로 구성된다. 이는 EKF의 측정치 (δz_{k+1})을 뜻한다. 따라서 위의 식을 기반으로 새로운 형태의 측정치 모델을 구성할 수 있으며 이는 아래와 같다.

$$\delta z_{k+1} = H_{k+1} \delta x_{k+1} + J_{k+1} \delta x_k + v_{k+1} \quad (3-17)$$

위의 식에서 J_{k+1} 은 H_{k+1} 과 마찬가지로 관측행렬이며 자세한 구성은 뒤에 자세히 다루도록 한다. 또한 v_{k+1} 은 반송파 위상 시간차분 측정치로 측정한 상대위치의 잡음 수준을 의미한다.

본 연구에서의 핵심은 위의 새로운 형태의 측정치 모델을 어떻게 정리하여 최적의 필터 성능을 발휘할 수 있도록 하는가이다. 본 연구에서는 Delayed State Filter의 개념을 이용하여 필터를 설계하였다. Delayed State Filter의 경우, 일반적으로 도플러 측정치 기반의 속도를 INS와 통합하는데 활용되는 필터로 Process Noise와 Measurement Noise 사이의 상관관계가

존재할 때 이용 될 수 있다 [20], [101].

Delayed State Filter는 앞선 (3-17)의 식에서 k 번째에 해당하는 정보 (δx_k)를 Backward Time Propagation을 사용해서 $k+1$ 번째에 해당하는 정보로 변경하는 것으로 구성된다. Backward Time Propagation은 EKF의 Process Model의 식을 시간에 대해 역으로 연산하는 것을 말하며 아래와 같은 수식으로 나타낼 수 있다.

$$\delta x_k = \Phi_k^{-1} \delta x_{k+1} - \Phi_k^{-1} w_k \quad (3-18)$$

Φ_k^{-1} 은 상태천이 행렬의 역함수로 기존 상태천이 행렬 (Φ_k)를 통해 k 번째에서 $k+1$ 번째로 추정치를 Forward Time Propagation 시킬 수 있었다면 Φ_k^{-1} 를 통해서 $k+1$ 번째 추정치를 k 번째로 Backward Time Propagation 시킬 수 있다. (3-18)식을 (3-17)에 대입하여 정리하면 아래와 같다.

$$\begin{aligned} \delta z_{k+1} &= H_{k+1} \delta x_{k+1} + J_{k+1} (\Phi_k^{-1} \delta x_{k+1} - \Phi_k^{-1} w_k) + v_{k+1} \\ &= (H_{k+1} + J_{k+1} \Phi_k^{-1}) \delta x_{k+1} + (-J_{k+1} \Phi_k^{-1} w_k + v_{k+1}) \\ &\triangleq H'_{k+1} \delta x_{k+1} + v'_{k+1} \end{aligned} \quad (3-19)$$

$$\begin{aligned} \text{where } H'_{k+1} &\triangleq H_{k+1} + J_{k+1} \Phi_k^{-1} \\ v'_{k+1} &\triangleq -J_{k+1} \Phi_k^{-1} w_k + v_{k+1} \end{aligned}$$

위와 같은 직접적인 모델링을 수행하면서 기존의 Process Noise와 Measurement Noise 사이의 잡음의 상관성 (Noise Correlation)이 발생하며 이후 설명을 통해 보다 자세히 확인 할 수 있다.

Delayed State Filter는 (3-19)식과 같이 새로운 관측 행렬 (H'_{k+1})과

Measurement Noise (v'_{k+1})를 갖게되므로 이에 따라 새로운 관련 Covariance Matrix가 구성된다. 먼저 Measurement Noise가 바뀌었으므로 새로운 Measurement Noise에 대한 Covariance Matrix를 계산해보면 아래와 같다.

$$\begin{aligned}
 R'_{k+1} &= E[v'_{k+1} v'^T_{k+1}] \\
 &= E\left[(-J_{k+1} \Phi_k^{-1} w_k + v_{k+1})(-J_{k+1} \Phi_k^{-1} w_k + v_{k+1})^T\right] \quad (3-20) \\
 &= J_{k+1} \Phi_k^{-1} Q_k \Phi_k^{-1T} J_{k+1}^T + R_{k+1}
 \end{aligned}$$

$$where \ E[w_k v_{k+1}^T] = 0$$

기존의 R_k 에서 Noise Correlation으로 인해 R'_{k+1} 와 같은 새로운 Matrix가 구성되었다. 또한 Noise Correlation에 대해 고려한 Covariance Matrix (C_{k+1})는 다음과 같이 계산될 수 있다.

$$\begin{aligned}
 C_{k+1} &= E[w_k v'^T_{k+1}] \\
 &= E\left[w_k (-J_{k+1} \Phi_k^{-1} w_k + v_{k+1})^T\right] \quad (3-21) \\
 &= -Q_k \Phi_k^{-1T} J_{k+1}^T
 \end{aligned}$$

$$where \ E[w_k v_{k+1}^T] = 0$$

따라서 이와 같이 정리된 새로운 관측행렬 (H'_{k+1})과 Covariance Matrix (R'_{k+1}, C_{k+1})를 기반으로 EKF의 Measurement 업데이트 수식을 구성할 수 있다. 아래의 수식은 각각 Error Covariance Matrix (P_k^+)식과 Kalman Gain

(K_k) 를 나타낸다.

$$P_k^+ = (I - K_k H_k') P_k^- (I - K_k H_k')^T + K_k R_k' K_k^T - (I - K_k H_k') C_k K_k^T - K_k C_k^T (I - K_k H_k')^T \quad (3-22)$$

$$K_k = (P_k^- H_k'^T + C_k) [H_k' P_k^- H_k'^T + R_k' + H_k' C_k + C_k^T H_k'^T]^{-1} \quad (3-23)$$

3) TDCP/INS 복합항법 시스템 최적 설계

앞선 TDCP/INS 복합항법 시스템의 기본 설계에서 제시한 필터는 반송파 위상 시간차분 측정치 (TDCP)와 INS의 업데이트 주기가 동일한 경우에만 사용할 수 있다. Delayed State Filter의 개념을 TDCP에 활용한 연구가 실제로 존재했지만, 기존의 연구에서는 TDCP와 INS의 업데이트 주기 차이가 있는 경우에 대해 적절히 고려해주지 못함에 따라서 필터가 최적의 성능을 가지지 못하였다 [20]. 따라서 본 파트에서는 TDCP와 INS의 업데이트 주기를 고려한 복합항법 시스템의 최적 설계에 대해 정리한다 [102].

일반적으로 GNSS 측정치는 1Hz를 사용하며 INS는 100Hz 업데이트 주기를 가진다. 본 연구에서도 이와 같이 TDCP를 통한 상대위치는 1Hz로 업데이트하며 INS는 100Hz로 업데이트하는 경우에 대한 필터를 설계하고자 한다. 이때 100Hz의 INS의 업데이트 주기를 모두 고려하여 수식을 전개할 경우에 굉장히 복잡하기 때문에 3Hz를 가정하여 수식을 전개하고 100Hz에 대해 일반화하였다. 먼저 3Hz의 INS와 1Hz의 GPS 정보의 관계를 나타내면 아래의 Figure 3-18과 같다.

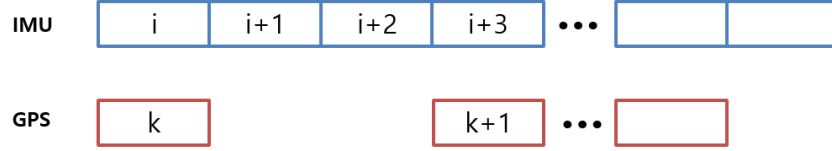


Figure 3-18. 데이터 출력의 관계 (1Hz GPS & 3Hz INS)

위와 같은 관계에 있는 TDCP/INS 복합항법 시스템의 Measurement Model 식을 나타내면 아래와 같다.

$$\begin{aligned}\delta z_{k+1} &= H\delta x_{k+1} + J\delta x_k + v_{k+1} \\ &= H\delta x_{i+3} + J\delta x_i + v_{k+1}\end{aligned}\quad (3-24)$$

본 수식 정리에서는 관측행렬 H, J 는 time-invariant 함을 가정하였다. 실제로 Loosely Coupled Integration (약결합)의 경우, 위의 가정은 문제가 되지 않으며 강결합시에는 시간에 따라 변하는 것을 고려해주어야 한다. 먼저 INS 관련 시간에 대한 Forward Time Propagation식들을 정리하면 아래와 같다.

$$\begin{aligned}\delta x_{i+1} &= \Phi_i \delta x_i + w_i \\ \delta x_{i+2} &= \Phi_{i+1} \Phi_i \delta x_i + \Phi_{i+1} w_i + w_{i+1} \\ \delta x_{i+3} &= \Phi_{i+2} \Phi_{i+1} \Phi_i \delta x_i + \Phi_{i+2} \Phi_{i+1} w_i + \Phi_{i+2} w_{i+1} + w_{i+2}\end{aligned}\quad (3-25)$$

또한 Backward Time Propagation에 대해 정리하면 아래와 같다.

$$\begin{aligned}
\delta x_{i+2} &= \Phi_{i+2}^{-1} \delta x_{i+3} - \Phi_{i+2}^{-1} w_{i+2} \\
\delta x_{i+1} &= \Phi_{i+1}^{-1} \Phi_{i+2}^{-1} \delta x_{i+3} - \Phi_{i+1}^{-1} \Phi_{i+2}^{-1} w_{i+2} - \Phi_{i+1}^{-1} w_{i+1} \\
\delta x_i &= \Phi_i^{-1} \Phi_{i+1}^{-1} \Phi_{i+2}^{-1} \delta x_{i+3} - \Phi_i^{-1} \Phi_{i+1}^{-1} \Phi_{i+2}^{-1} w_{i+2} - \Phi_i^{-1} \Phi_{i+1}^{-1} w_{i+1} - \Phi_i^{-1} w_i
\end{aligned}
\tag{3-26}$$

이때 GPS의 k+1번째 시간과 INS의 i+3번째 시간은 같은 시간을 의미하며 (3-26)식을 이용하여 (3-24)식을 새로이 아래와 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned}
\delta z_{k+1} &= H \delta x_{i+3} + J \delta x_i + v_{k+1} \\
&= H \delta x_{i+3} + J(\Phi_i^{-1} \Phi_{i+1}^{-1} \Phi_{i+2}^{-1} \delta x_{i+3} - \Phi_i^{-1} \Phi_{i+1}^{-1} \Phi_{i+2}^{-1} w_{i+2} \\
&\quad - \Phi_i^{-1} \Phi_{i+1}^{-1} w_{i+1} - \Phi_i^{-1} w_i) + v_{k+1} \\
&= (H + J \Phi_i^{-1} \Phi_{i+1}^{-1} \Phi_{i+2}^{-1}) \delta x_{i+3} \\
&\quad + J(-\Phi_i^{-1} \Phi_{i+1}^{-1} \Phi_{i+2}^{-1} w_{i+2} - \Phi_i^{-1} \Phi_{i+1}^{-1} w_{i+1} - \Phi_i^{-1} w_i) + v_{k+1}
\end{aligned}
\tag{3-27}$$

같은 논리에 따라 Covariance Matrix (R'_{k+1}, C_{k+1})도 아래와 같이 정리하여 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned}
H'_{k+1} &= H + J \Phi_{i+2,i}^{-1} \\
R'_{k+1} &= E[AA^T] = J \Phi_{i+2,i}^{-1} Q(\Phi_{i+2,i}^{-1})^T J^T + \\
&\quad J \Phi_{i+1,i}^{-1} Q(\Phi_{i+1,i}^{-1})^T J^T + J \Phi_{i,i}^{-1} Q(\Phi_{i,i}^{-1})^T J^T + R \\
C_{k+1} &= E[BA^T] = -Q(\Phi_{i+2,i}^{-1})^T J^T - \Phi_{i+2,i} Q(\Phi_{i+1,i}^{-1})^T J^T \\
&\quad - \Phi_{i+2,i} \Phi_{i+1,i} Q(\Phi_{i,i}^{-1})^T J^T
\end{aligned}
\tag{3-28}$$

where

$$\begin{aligned} A &= J \left(-\Phi_i^{-1} \Phi_{i+1}^{-1} \Phi_{i+2}^{-1} w_{i+2} - \Phi_i^{-1} \Phi_{i+1}^{-1} w_{i+1} - \Phi_i^{-1} w_i \right) + v_{k+1} \\ B &= \Phi_{i+2} \Phi_{i+1} w_i + \Phi_{i+2} w_{i+1} + w_{i+2} \\ \Phi_{i+j,i}^{-1} &= \Phi_i^{-1} \Phi_{i+1}^{-1} \dots \Phi_{i+j}^{-1} \end{aligned}$$

또한 Q, R 이 time-invariant 하다면 INS가 100Hz인 경우에 대해서도 위의 식을 확장하여 아래와 같이 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned} H'_{k+1} &= H + J \Phi_{i+99,i}^{-1} \\ R'_{k+1} &= R + \sum_{j=0}^{99} J \Phi_{i+j,i}^{-1} Q \left(\Phi_{i+j,i}^{-1} \right)^T J^T \\ C_{k+1} &= - \sum_{j=0}^{99} \Phi_{i+99,i} \Phi_{i+j,i}^{-1} Q \left(\Phi_{i+j,i}^{-1} \right)^T J^T \end{aligned} \quad (3-29)$$

$$\text{where } \Phi_{i+j,i} = \Phi_{i+j} \dots \Phi_{i+1} \Phi_i$$

위의 State Transition Matrix의 연산을 줄이기 위하여 기존 연구들에서는 많은 근사화된 방식이 이용되고 있다. 하지만 이는 실제로 필터에서 Time Update 혹은 Time Propagation을 진행하는데 있어 실제로 계산되는 값이므로 위와 같은 연산을 위해 다시 계산할 필요 없이 기존에 계산된 값을 저장해놓고 다시 활용하는 방식을 통해 직접적 계산을 수행하였다. 또한 약결합의 경우, 위의 수식에서 관측행렬은 아래와 같이 구성된다.

$$\begin{aligned} H &= \begin{bmatrix} I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 15} \end{bmatrix} \\ J &= -H \end{aligned} \quad (3-30)$$

4) TDCP/INS 복합항법 시스템 최적 설계 성능 검증

실제로 본 연구에서 설계한 TDCP/INS 복합항법 시스템의 성능을 검증하기 위하여 동적사용자의 시뮬레이션과 실험을 진행하였다. 성능 비교를 위한 대조군 필터로는 잡음의 상관성을 적절히 고려하지 못한 필터 (Conventional Filter)로 설정하였으며 이에 대한 구성을 정리하면 아래의 Table 3-2와 같다.

Table 3-2. Filter Configurations

	Conventional Filter (Modified H)	Proposed Filter (Modified H , R , and C)
Filter Configuration	$H'_{k+1} = H + J\Phi_{i+99,i}^{-1}$ $R'_{k+1} = R$ $C_{k+1} = 0$	$H'_{k+1} = H + J\Phi_{i+99,i}^{-1}\delta x_{i+100}$ $R'_{k+1} = R + \sum_{j=0}^{99} J\Phi_{i+j,i}^{-1}Q(\Phi_{i+j,i}^{-1})^T J^T$ $C_{k+1} = -\sum_{j=0}^{99} \Phi_{i+99,i}\Phi_{i+j,i}^{-1}Q(\Phi_{i+j,i}^{-1})^T J^T$

● Preliminary Test

본 시뮬레이션 및 실험을 통한 성능 검증에 앞서 실제 차량에 장착된 INS의 측정치 내 잡음 수준을 확인해보는 실험을 진행하였다. 이는 위의 Table 3-2에서 확인할 수 있듯이 잡음의 상관성 고려시에 필터에 Process Noise (Q)가 추가적으로 포함되는 형태를 가진다. 따라서 INS의 측정치로 결정되는 Process Noise가 성능에 영향을 미칠 것으로 예상할 수 있다.

INS는 가격 및 성능에 따라 고유의 잡음 수준을 가진다. 하지만 실제 차량에 장착되어 차량의 가속도와 각속도를 측정하는 경우에 센서의 고유 잡음과 함께 차량운행 및 도로환경에 따른 잡음이 포함되어 나타난다. 아래의 Figure 3-19, Figure 3-20는 Ublox M8L 모듈에 포함된 INS를 활용하여

실제 차량이 간단한 주행을 하였을 때의 측정된 동체좌표계 기준 x축 가속도와 x축 각속도를 나타낸 것이다.

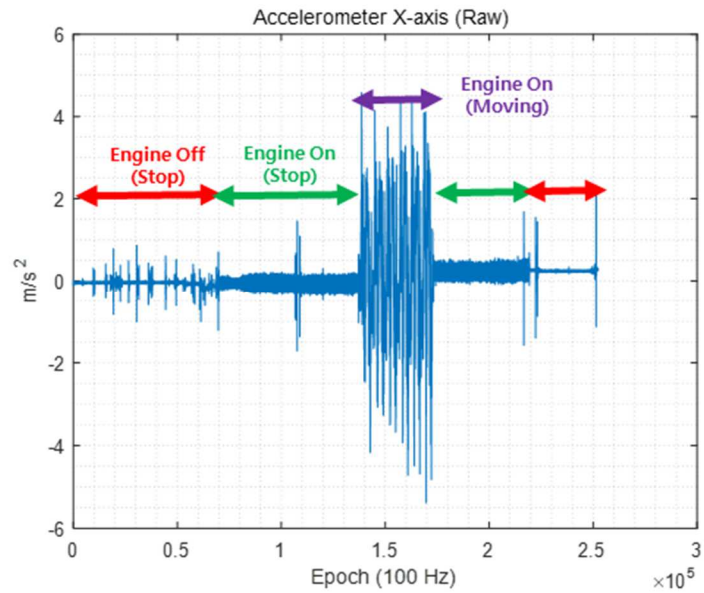


Figure 3-19. x축 가속도계 출력 (Preliminary Test)

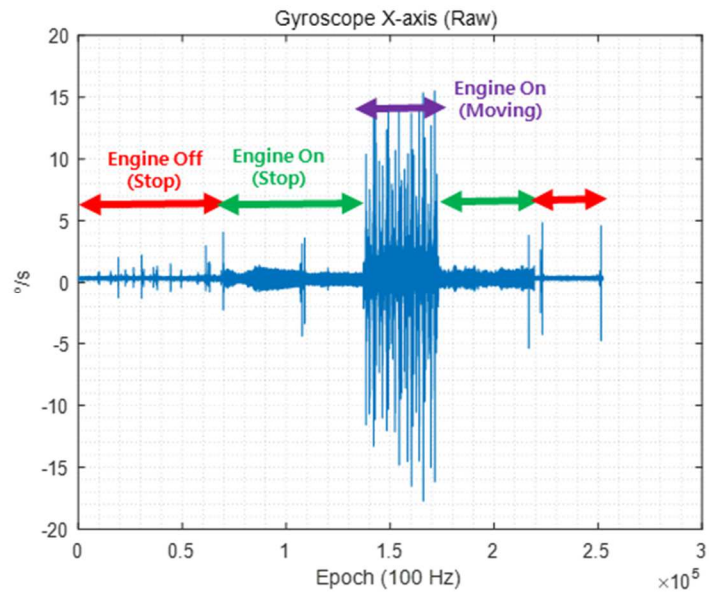


Figure 3-20. x축 각속도계 출력 (Preliminary Test)

위의 그림에서 확인할 수 있듯이, 단순히 정지상태인 사용자가 엔진을 끄고 켜진 상황에서의 잡음 수준의 차이도 큰 것을 알 수 있다. 모든 3축 가속도계와 각속도계 측정치에 대해 잡음수준을 수치적으로 정리해보면 아래의 Table 3-3, Table 3-4와 같다.

Table 3-3. 3축 가속도계 측정치 잡음수준 (Engine On/Off)

Noise (σ)	Accelerometer (m/s^2)		
	x-axis	y-axis	z-axis
Engine Off (Stop)	0.0118	0.0111	0.0119
Engine On (Stop)	0.1095	0.1203	0.0433

Table 3-4. 3축 각속도계 측정치 잡음수준 (Engine On/Off)

Noise (σ)	Gyroscope ($^{\circ}/s$)		
	x-axis	y-axis	z-axis
Engine Off (Stop)	0.0547	0.0502	0.0448
Engine On (Stop)	0.2659	0.2633	0.0562

이때 실험의 사용한 Ublox M8L의 INS 경우, 가속도계와 각속도계의 잡음수준은 각각 $0.015 m/s^2$, $0.05^{\circ}/s$ 수준으로 알려져있으며 본 실험에서도 Engine Off 시에 이와 비슷한 수준의 잡음수준이 측정된 것을 확인할 수 있다. 위의 표에서 확인할 수 있듯이 엔진의 진동이 포함되어 x, y 축 가속도계에는 10배 넘는 잡음 수준이 측정된 것을 확인할 수 있다. 이는 실제 차량이 정지상태가 아닌 동적상태이거나 비포장도로와 같이 도로환경이 나쁜

경우에 보다 큰 잡음 수준을 가질 수 있을 것을 예상할 수 있다. 따라서 이후 시뮬레이션에서 위의 실험결과를 반영하여 INS 센서 고유 스펙 수준을 가지는 잡음수준과 함께 이보다 큰 2.5배의 잡음수준, 5배의 잡음수준으로 시나리오를 나누어 성능 분석을 진행하였다. 또한 마지막으로 실제 Preliminary Test에서 확인할 수 있었던 각 축의 실제잡음 수준차이 (X, Y 축 가속도계 10배/ Z축 가속도계 4배/ X, Y축 각속도계 5배/ Z축 각속도계 1.2배)를 반영한 시나리오에 대해서도 성능 분석을 진행하였다.

● 시뮬레이션 기반, 성능 검증

시뮬레이션 데이터는 아래의 과 같은 궤적을 주행하는 사용자를 가정하여 생성하였다. 동적사용자는 900초 동안 20m/s의 속력으로 5초 직진, 10초 회전을 반복하여 주행하는 것을 가정하였다. 위와 같은 사용자의 Dynamic 를 Analog Device사의 ADIS16405 저가형 MEMS 급 IMU를 통해 측정된 것을 가정하여 INS 데이터를 생성하였으며, 대류층을 제외한 전리층, 위성궤도, 수신기 잡음과 같은 GNSS 오차요소를 고려하여 GNSS 측정치를 생성하였다 [103]. 이는 대류층 오차는 모델을 통해 대부분 제거 가능하기 때문이다. 이때 GNSS 위성군 중 GPS 위성군만을 고려하였다. 또한 INS 데이터 생성에서는 단순히 ADIS16405 IMU 센서의 고유 잡음을 가정한 시나리오와 함께 그보다 2.5배, 5배 큰 잡음수준의 시나리오, 축별로 10배이상의 차이가 나는 실제 잡음수준 시나리오도 같이 고려하였다. INS의 업데이트 주기는 100Hz, GNSS의 업데이트 주기는 1Hz로 가정하였으며 GNSS의 경우 측정치를 통해 계산된 상대위치를 약결합 (Loosely Coupled Integration) 구조를 활용하여 INS와 통합항법시스템을 구현하였다.

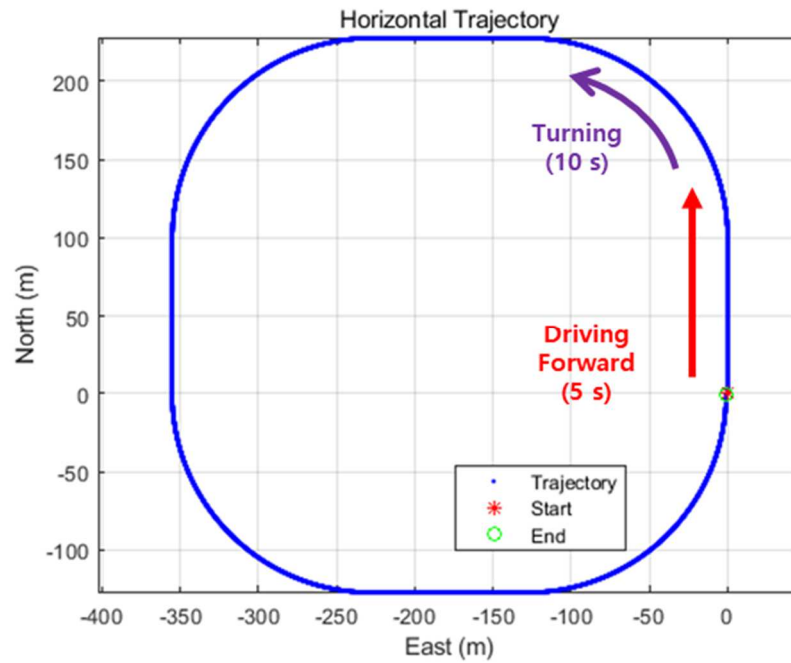


Figure 3-21. Dynamic User Trajectory (Simulation)

반송파 위상 시간차분 측정치를 기반으로 추정된 상대위치를 알고있는 초기위치에 누적하여 절대위치를 계산하는 방식이므로 본 시뮬레이션에서는 초기위치를 정확히 알고있음을 가정하였다. 이에 따라 초기 Covariance Matrix (p_0)의 위치관련 인자는 모두 0으로 설정해주었다.

위와 같은 4가지 잡음수준에 대한 시나리오의 시뮬레이션 결과를 정리하면 아래와 같다. 차례대로 센서 고유의 잡음수준, 2.5배 경우, 5배 경우, 실제 잡음수준의 시뮬레이션 결과를 나타낸다. 본 연구에서는 지표면상에서 주행하는 차량의 항법 정확도 및 신뢰수준에 대한 결과를 주로 확인하기 위하여 수평위치오차 및 신뢰수준에 대해 결과를 요약하였다.

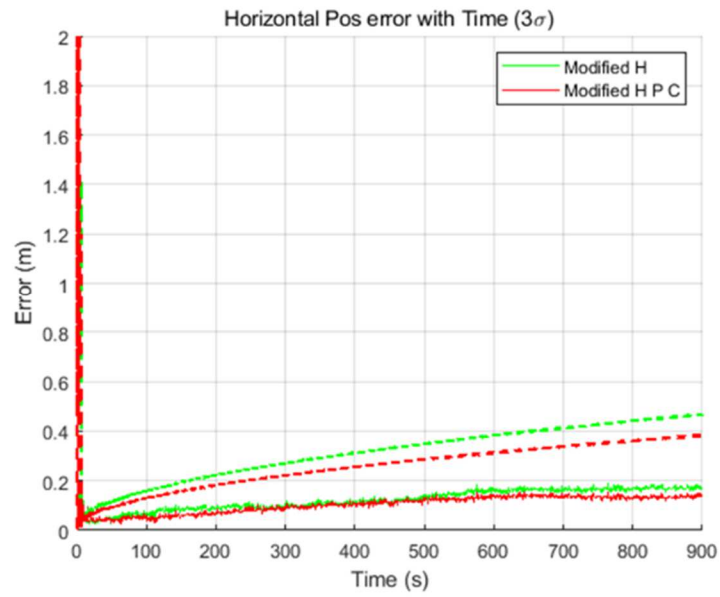


Figure 3-22. Horizontal Result (Simulation, 센서 고유 잡음)

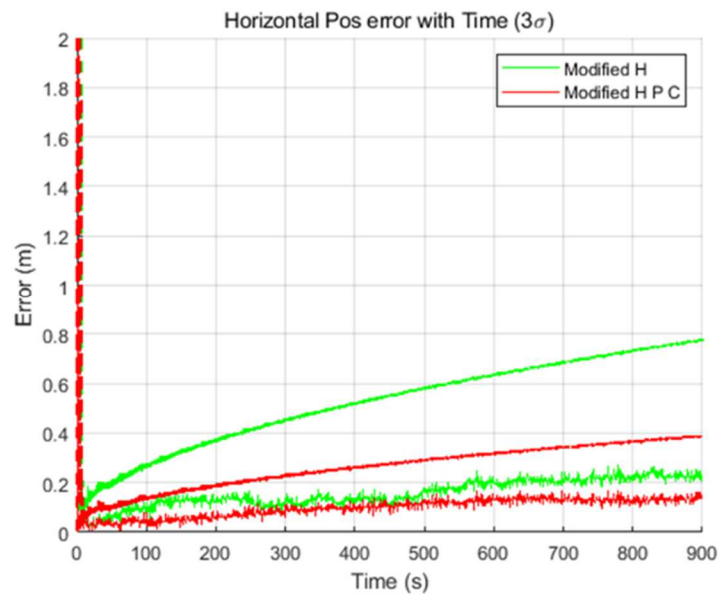


Figure 3-23. Horizontal Result (Simulation, 2.5배 잡음)

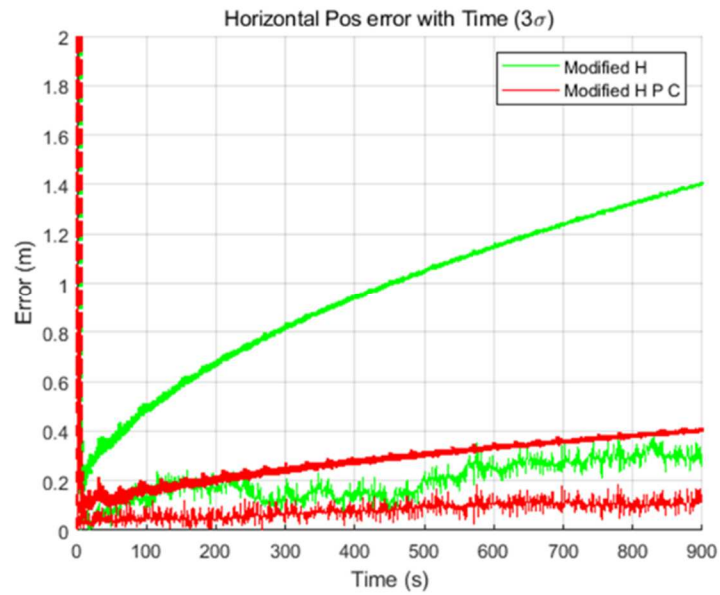


Figure 3-24. Horizontal Result (Simulation, 5배 잡음)

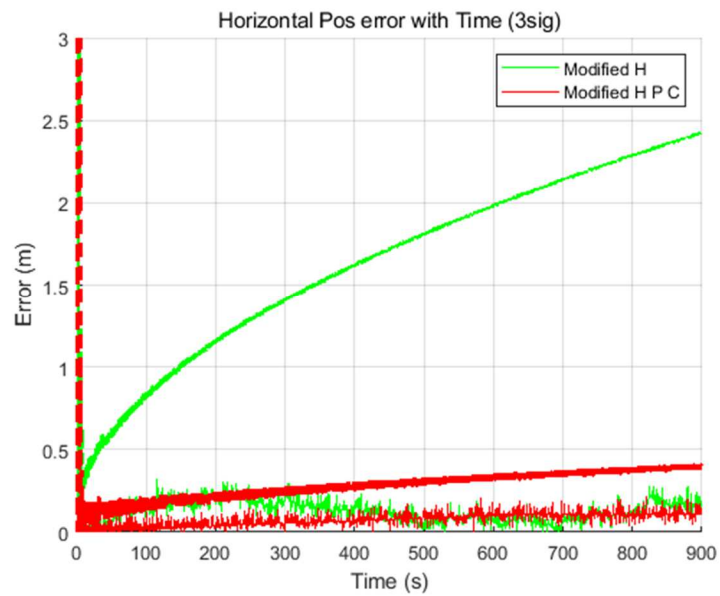


Figure 3-25. Horizontal Result (Simulation, 실제 잡음 수준)

위의 결과에서 붉은색은 제안된 필터의 결과이며 초록색은 대조군 필터의 결과이다. 또한 실선은 필터를 통해 추정된 수평위치오차를 나타내며 점선은 필터를 통해 추정된 신뢰수준 (3σ)를 나타낸다. Figure 3-22와 같은 센서 고유 잡음 수준을 가지는 시나리오 결과를 확인해보면, 수평위치 오차 및 신뢰수준 모두 제안된 필터에서 작은 값을 가지는 것을 확인할 수 있다. 오차는 작을수록 정확도 성능이 뛰어남을 의미하며 신뢰수준 또한 작을수록 가용성 측면에서 성능이 높다고 이야기 할 수 있다. Figure 3-23, Figure 3-24, Figure 3-25와 같은 2.5배, 5배, 실제 잡음수준 시나리오에 대해서도 제안된 필터가 더 높은 성능을 가짐을 확인 할 수 있다. 또한 잡음 수준이 커짐에 따라 대조군에 대비하여 제안된 필터의 성능이 향상됨을 확인 할 수 있다. 위의 결과들을 수치적으로 정리하면 아래와 같이 정리 할 수 있다. 아래의 정확도 및 신뢰수준은 시뮬레이션의 최종시간에 대한 수치이다. 오차가 점차 누적되어 커지는 것은 GNSS 오차요소가 시간에 따라 변하는 것이 누적되어 나타나는 것과 함께 INS에 의한 오차또한 누적되기 때문이다. 현재 제안 알고리즘의 성능 비교를 위해 반송파 위상 시간차분 측정치를 기반으로 계산된 상대위치 정보만을 측정치 업데이트에 활용하기 있기 때문에 오차 및 신뢰수준을 일정수준으로 유지할 수 있는 정보는 존재하지 않는다. 따라서 오차와 함께 신뢰수준이 시간이 지남에 따라 점차 커지는 모습을 보인다.

Table 3-5. Horizontal Results (Simulation)

Meter (m)		3σ	Accuracy
센서 고유 잡음	대조군 필터	0.469 m	0.168 m
	제안 필터	0.384 m	0.138 m
2.5배 잡음	대조군 필터	0.779 m	0.214 m

	제안 필터	0.390 m	0.139 m
5배 잡음	대조군 필터	1.410 m	0.274 m
	제안 필터	0.412 m	0.123 m

또한 이를 Bar 그래프를 활용하여 수평위치 정확도와 신뢰수준(3σ)에 대해 정리하면 아래의 Figure 3-26, Figure 3-27와 같이 나타낼 수 있다.

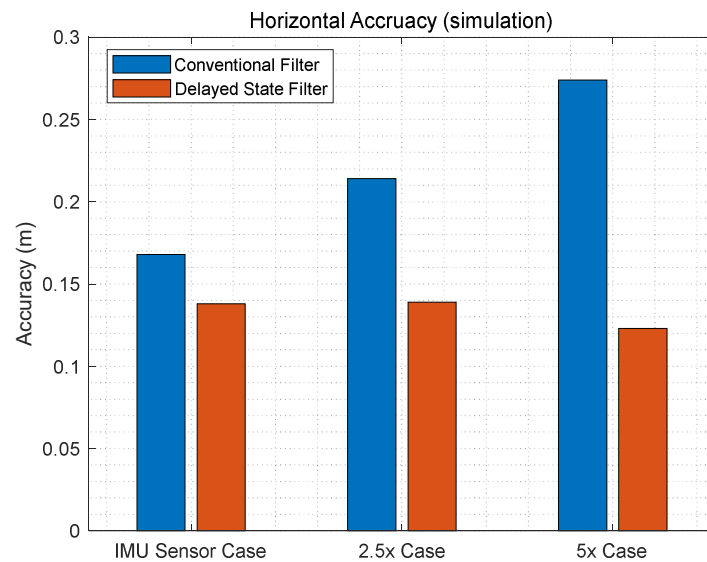


Figure 3-26. Horizontal Accuracy (잡음수준별)

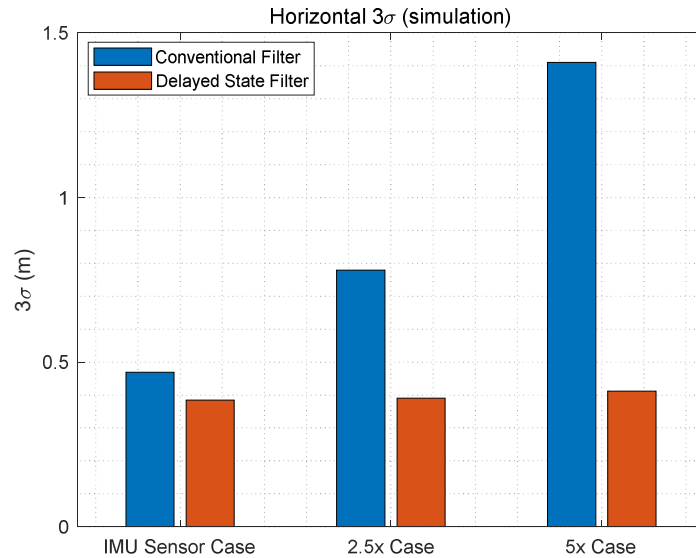


Figure 3-27. Horizontal 3σ (잡음수준별)

위의 그림들에서 확인 할 수 있듯이 모든 시나리오에 대해서 수평위치정확도 및 신뢰수준이 제안된 필터에 의해 성능이 향상된 것을 알 수 있다. 또한 대조군 필터의 경우, 잡음 수준이 커짐에 따라 정확도와 신뢰수준이 커지지만 제안된 필터의 경우에는 잡음 수준이 적절히 고려되어 센서의 잡음 수준이 크게 들어오더라도 안정적인 성능을 유지하는 것을 확인 할 수 있다. 정량적으로 계산해 보았을 때, 제안된 필터의 신뢰수준 (3σ)은 대조군 필터에 비해 잡음 수준 시나리오별로 각각 20%, 50%, 70% 향상된 성능을 가진다.

● 실측데이터 기반, 성능 검증

제안된 필터의 성능을 검증하기 위해 실측 동적 실험을 진행하였다. 실험은 2015년 12월 16일 과천에 있는 서울대공원 주차장에서 15분간 수행되었다. 실험시 활용된 장비의 구성은 단일주파수 GNSS 수신기인 FlexPak-

G2 수신기와 Analog Devece사의 ADIS16405 MEMS급 IMU를 활용하였다. GPS는 1Hz, INS는 100Hz의 데이터 주기로 데이터를 획득하였으며 시물레이션과 마찬가지로 GNSS 수신기로 측정된 반송파 위상 시간차분 측정치를 기반으로 상대위치를 계산하여 약결합 형태로 INS와 결합하였다. 또한 이때 대류층 지연 오차는 모델을 통해 보정한 후, GNSS 측정치를 활용하였다. 이때 GNSS 위성군 중 GPS 위성군만을 고려하였다. 아래의 Figure 3-28, Figure 3-29은 각각 실험 장비의 구성과 실험에 사용된 차량의 모습이다.

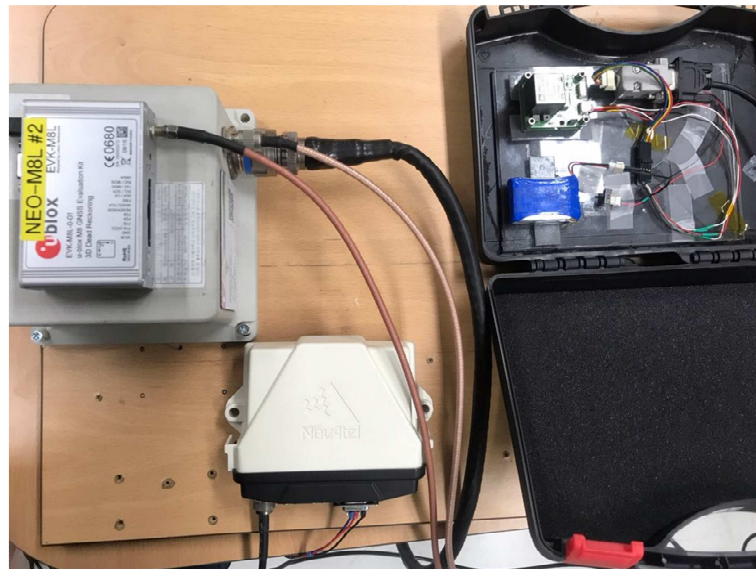


Figure 3-28. 실험 장비 구성



Figure 3-29. 실험 차량 (동적 사용자)

아래의 Figure 3-30, Figure 3-31, Figure 3-32은 차례대로 차량의 주행 궤적, 실험동안 측정된 가시위성의 수, 실험동안 측정된 GPS위성의 Skyplot을 나타낸다.

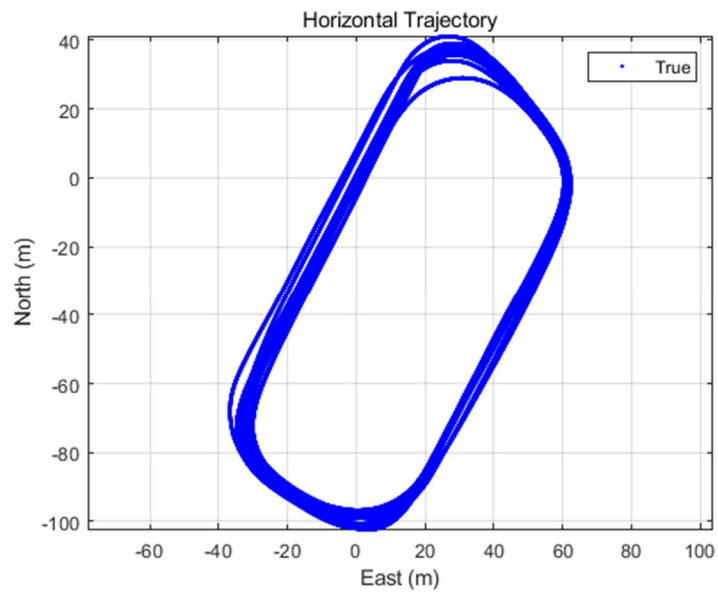


Figure 3-30. 동적 차량의 주행궤적

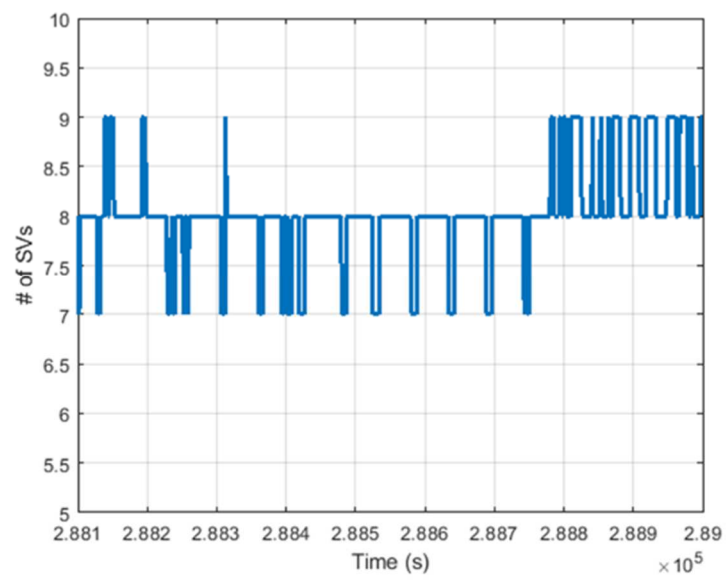


Figure 3-31. 가시위성 수

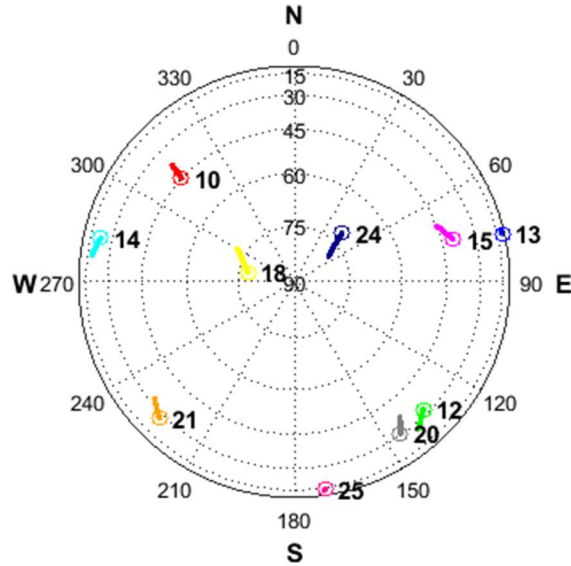


Figure 3-32. Skyplot (GPS 위성군)

반송파 위상 시간차분 측정치를 기반으로 추정된 상대위치를 알고있는 초기위치에 누적하여 절대위치를 계산하는 방식이므로 본 실험에서도 시뮬레이션과 마찬가지로 초기위치를 정확히 알고있음을 가정하였다. 이에 따라 초기 Covariance Matrix (P_0)의 위치관련 인자는 모두 0으로 설정해주었다. 또한 시뮬레이션에서는 데이터 생성 및 필터 설계시에 잡음 수준을 4가지 시나리오로 나누어 수행하였는데 실측 실험의 경우에는 실측 데이터를 그대로 활용하였으며 필터 설계시에 4가지 잡음 수준에 대해 고려해주었다. 이는 실제로 동적 사용자의 INS에 측정될 수 있는 Worst Case의 잡음 수준을 고려하여 필터 튜닝을 수행하는 것과 같은 논리로 해석될 수 있다.

아래의 그림들은 차례대로 센서 고유의 잡음수준, 2.5배, 5배, 실제차량탑재 경우의 잡음 수준을 고려하여 필터의 Process Noise를 설계한 실험 결과를 나타낸다. 본 연구에서는 지표면상에서 주행하는 차량의 항법 정확도 및 신뢰수준에 대한 결과를 주로 확인하기 위하여 수평위치오차 및 신뢰수준에 대해 결과를 요약하였다.

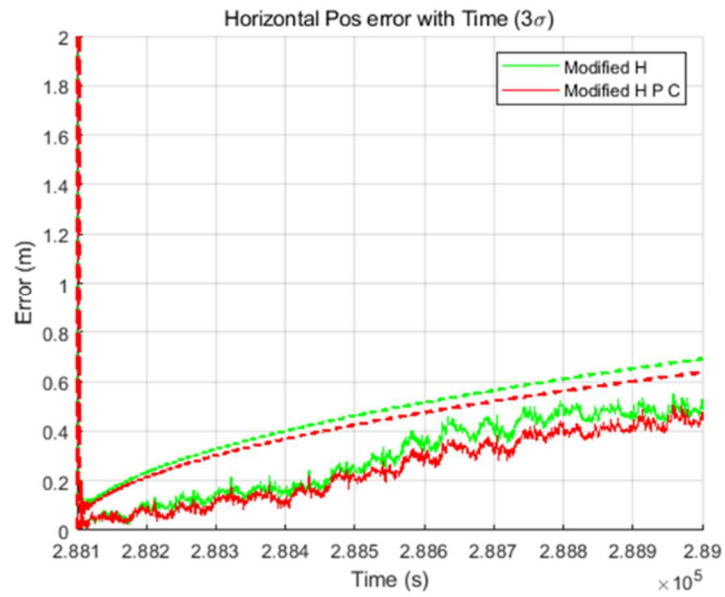


Figure 3-33. Horizontal Result (실측 실험, 센서 고유 잡음)

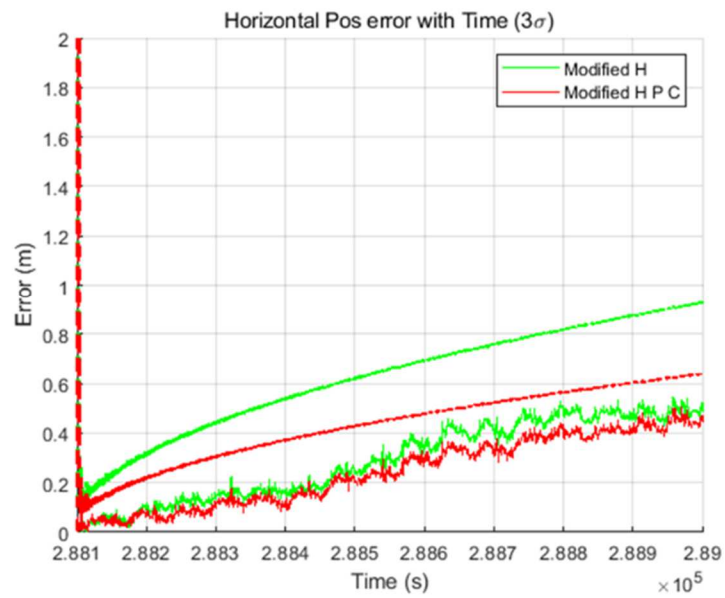


Figure 3-34. Horizontal Result (실측 실험, 2.5배 잡음)

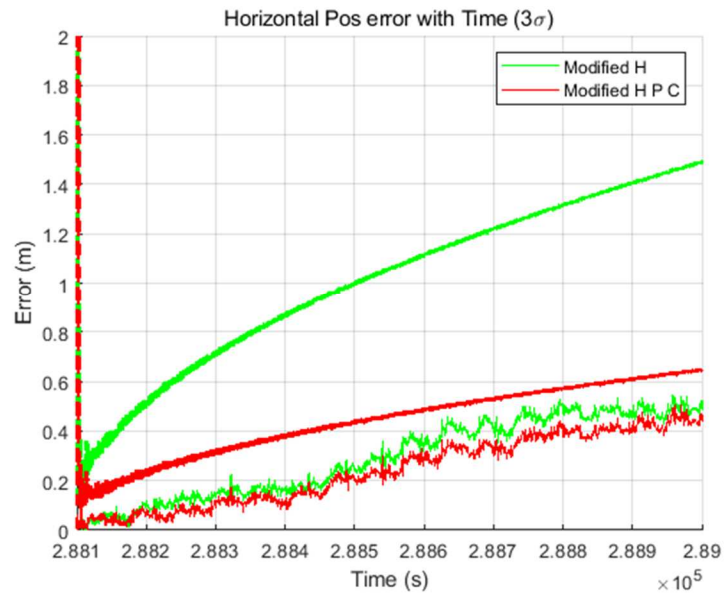


Figure 3-35. Horizontal Result (실측 실험, 5배 잡음)

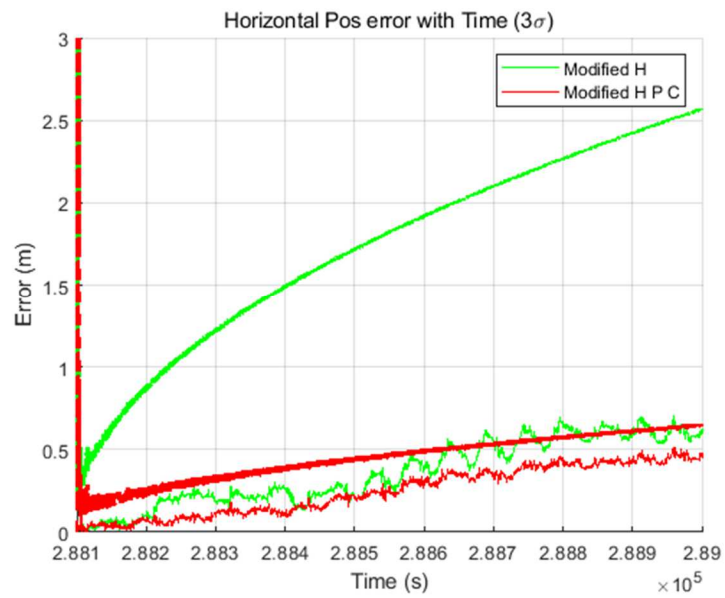


Figure 3-36. Horizontal Result (실측 실험, 실제 잡음 수준)

위의 결과에서 붉은색은 제안된 필터의 결과이며 초록색은 대조군 필터의 결과이다. 또한 실선은 필터를 통해 추정된 수평위치오차를 나타내며 점선은 필터를 통해 추정된 신뢰수준 (3σ)를 나타낸다. 시뮬레이션과 마찬가지로 실측 실험 결과에서도 제안된 필터가 모든 경우에 대해 대조군 필터보다 좋은 성능을 가지는 것을 확인 할 수 있었다. 또한 잡음 수준이 커짐에 따라 대조군에 대비하여 제안된 필터의 성능이 향상됨을 확인 할 수 있다.

위의 결과들을 수치적으로 정리하면 아래와 같이 정리 할 수 있다. 아래의 정확도 및 신뢰수준은 실험의 최종시간에 대한 수치이다.

Table 3-6. Horizontal Results (실측 실험)

Meter (m)		3σ	Accuracy
센서 고유 잡음	대조군 필터	0.691 m	0.485 m
	제안 필터	0.636 m	0.449 m
2.5배 잡음	대조군 필터	0.925 m	0.486 m
	제안 필터	0.638 m	0.442 m
5배 잡음	대조군 필터	1.486 m	0.486 m
	제안 필터	0.642 m	0.439 m

또한 이를 Bar 그래프를 활용하여 수평위치 정확도와 신뢰수준(3σ)에 대해 정리하면 아래의 Figure 3-37, Figure 3-38와 같이 나타낼 수 있다.

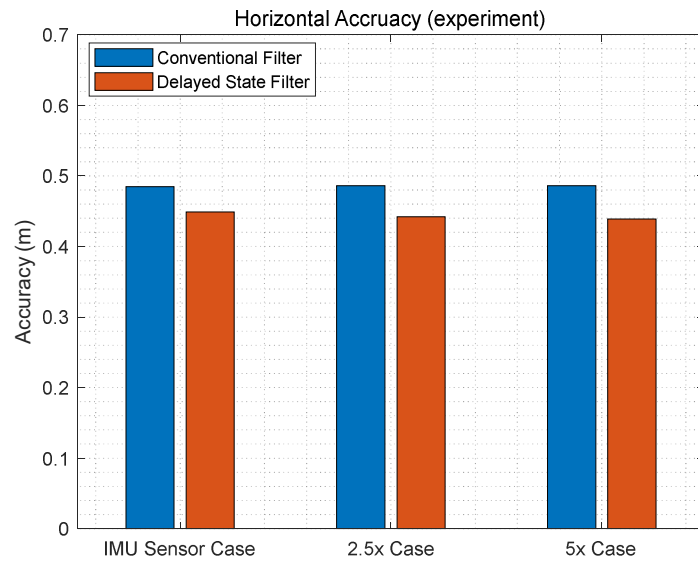


Figure 3-37. Horizontal Accuracy (잡음수준별)

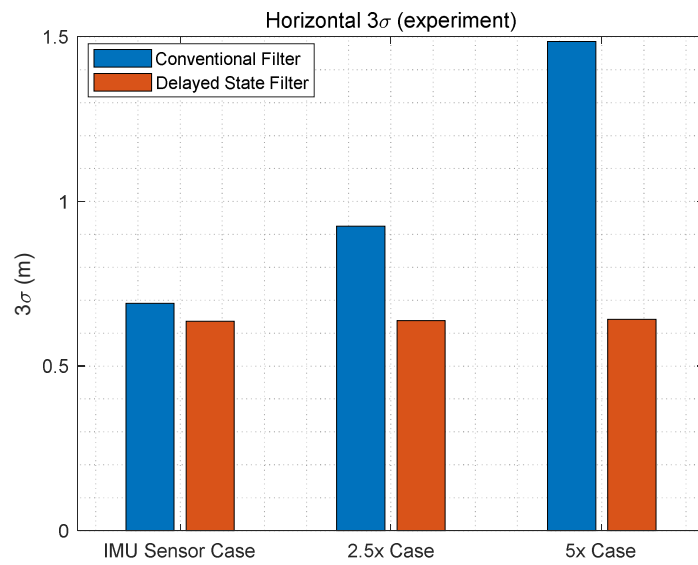


Figure 3-38. Horizontal 3σ (잡음수준별)

위의 그림들에서 확인 할 수 있듯이 모든 잡음수준 설계에 대해서 수평위 치정확도 및 신뢰수준이 제안된 필터에 의해 성능이 향상된 것을 알 수 있다. 또한 대조군 필터의 경우, 잡음 수준이 커짐에 따라 신뢰수준이 커지지만 제안된 필터의 경우에는 잡음 수준이 적절히 고려되어 센서의 잡음 수준이 크게 들어오더라도 안정적인 성능을 유지하는 것을 확인 할 수 있다. 시뮬레이션과 달리 정확도에서 잡음수준별 설계에 따른 차이가 크게 나타나지 않는 것은 실제 INS에 들어온 환경적 요소에 의한 측정치의 잡음 수준이 크지 않았기 때문으로 생각할 수 있다. 시뮬레이션에 비해 단순한 기동과 깔끔하게 포장된 주차장에서 실험을 수행하여 센서고유의 잡음에 비해 작은 수준의 잡음이 환경적 요소에 의해 발생되었다. 하지만 Worst Case에 대한 잡음 수준으로 필터를 설계한다고 생각하였을때 가용성 측면에서 이득을 볼 수 있는 제안 필터가 보다 좋은 성능을 가진다고 요약할 수 있다. 또한 만약 더 좋은급의 IMU를 활용하는 사용자의 경우, 센서 고유의 잡음에 비해 큰 수준의 잡음이 환경적 요소에 의해 발생할 것이며 이에 따라 제안된 필터의 성능이 크게 발휘될 수 있을 것을 생각할 수 있다.

위의 실험 결과를 정량적으로 살펴 보았을 때, 제안된 필터의 신뢰수준 (3σ)은 대조군 필터에 비해 잡음 수준 설계별로 각각 10%, 30%, 60% 향상된 성능을 가진다.

● Monte Carlo 시뮬레이션 기반, 최적 성능 검증

제안된 필터가 최적 성능을 가지는지에 대해 검증하기 위하여 Monte Carlo (MC) 시뮬레이션을 진행하였다. 앞선 시뮬레이션 환경 및 구성을 주로 활용하였으며, MC 시뮬레이션에서 특별히 몇가지 사항만을 가정하였다. 첫째로 최적 신뢰수준 계산을 판단하기 위하여 바이어스 형태의 오차요소는 고려하지 않으며 Gaussian 분포를 갖는 오차요소만을 포함하였다. 따라서 INS의 경우, 가속도계 및 각속도계의 Constant Bias가 없다고 가정하였으며

GNSS의 경우, 수신기 잡음을 제외한 모든 오차요소를 제외하였다. 따라서 반송파 위상 시간차분 측정치를 기반으로 계산된 상대위치는 Gaussain 분포를 가질 것을 예상할 수 있다. 또한 성능 차이를 확연하게 비교하기 위하여 센서 고유잡음의 5배 시나리오를 활용하였다.

MC 시뮬레이션은 32개의 GNSS 데이터와 32개의 INS 데이터를 조합하여 1024번 수행하였으며, 결과를 나타내면 아래의 Figure 3-39, Figure 3-40과 같다.

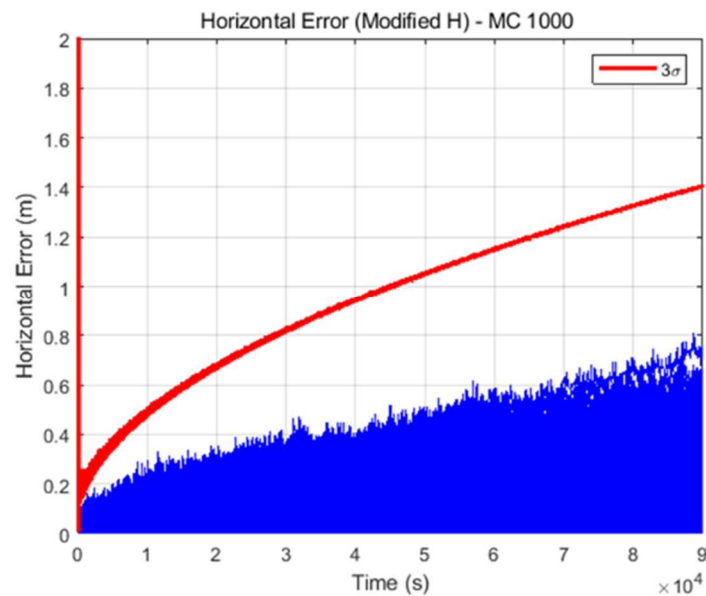


Figure 3-39. Horizontal Results (대조군, MC 시뮬레이션)

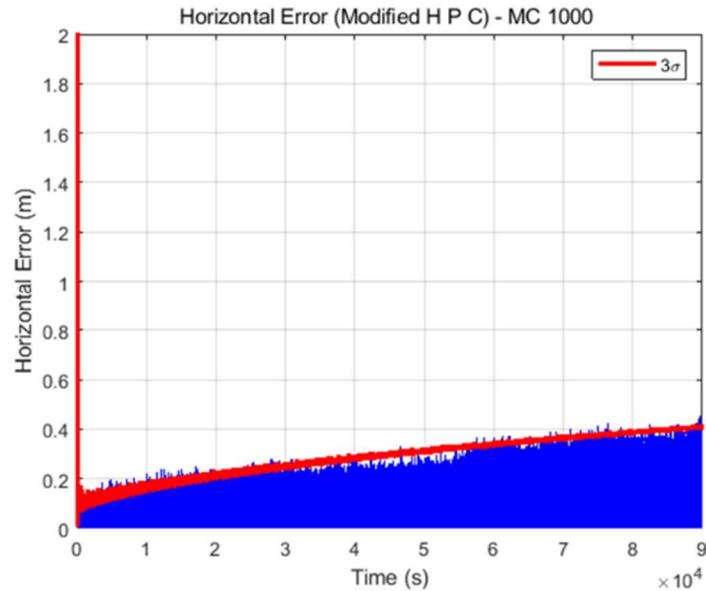


Figure 3-40. Horizontal Results (제안, MC 시뮬레이션)

위의 그림에서 파란색은 1024번 수행된 MC 시뮬레이션에서 추정된 위치 오차를 나타내며 붉은색은 신뢰수준 (3σ)를 나타낸다. Figure 3-39에서 볼 수 있듯이, 대조군 필터의 경우 신뢰수준이 추정된 오차들을 최적으로 바운드하지 못하고 굉장히 Overbound 되도록 계산된 것을 확인 할 수 있다. 반면 Figure 3-40에서 확인 할 수 있듯이, 제안된 필터의 경우에 대조군 필터보다 추정 오차들이 작게 분포할 뿐만 아니라 이들을 최적으로 Bound하는 신뢰수준이 추정된 것을 확인 할 수 있다. 이를 통해 제안된 필터가 반송파 위상 시간 차분 측정치를 활용하면서 발생하는 잡음의 상관성을 적절히 고려하여 최적의 필터 성능을 갖게 할 수 있음을 확인하였다. 위의 결과를 정량적으로 정리하면 아래의 Table 3-7와 같다.

Table 3-7. Horizontal Results (Monte Carlo Simulation)

Meter	대조군 필터	제안 필터
-------	--------	-------

	3σ	Accuracy (RMS ¹)	3σ	Accuracy (RMS ¹)
Horizontal	1.411 m	0.255 m	0.417 m	0.142 m

¹ Root mean square (RMS).

또한 1회 측정치 업데이트를 수행하는데 걸리는 시간을 계산해보면 아래의 Table 3-8와 같다. 정량적으로는 제안된 필터가 약 20% 정도 오랜 시간이 걸리지만 10^{-5} 초 수준의 차이이므로 거의 무시 가능한 수준이다. 따라서 제안된 필터가 가지는 성능을 고려하였을 때, 계산량은 허용할 수 있는 수준으로 요약할 수 있다. 추가적으로, 이는 기존 EKF 대비 큰 계산 소요시간에 증가가 없으므로 기존 EKF를 실시간화 하기위한 여러 연구들의 방식을 적용하여 충분히 실시간화를 고려할 수 있을것으로 판단된다 [104]. 실제 계산에 활용된 컴퓨터의 환경에 대해 요약하면 다음과 같다. 먼저 분석 프로그램으로는 MATLAB (R2018a)를 활용하였으며 컴퓨터는 Intel Core i7-6700K CPU (4.0 GHz)와 16GB RAM (Random Access Memory)를 장착하고 있다.

Table 3-8. Computational Load Comparison

Time (s)	대조군 필터	제안 필터
	8.2×10^{-5}	10.6×10^{-5}

4장. 극심 도심숲 멀티패스 환경용 저가 정밀 차량 항법 시스템

1. 극심 도심숲 멀티패스 환경

1) 도심숲 멀티패스 환경용 기존 항법 시스템

극심 도심숲 멀티패스 환경은 현재 GNSS 분야에서 가장 많은 연구가 이루어지고 있는 분야이다. 실제로 일반 GNSS 수신기를 활용한 사용자가 개활지 환경에서는 m급 수준의 위치 정확도를 가질 수 있지만 도심숲 환경에서는 최대 수백m에 가까운 수준의 위치 오차를 가질 수도 있다. 아래의 Figure 4-1은 실제 극심 도심숲 환경에서 GNSS 수신기 측정치를 기반으로 계산한 위치결과를 나타낸 것이다. 초록색은 저가형 GNSS 수신기 의사거리 측정치 기반의 Standalone 결과이며, 붉은색은 고가형 GNSS 수신기 결과이다.



Figure 4-1. 도심숲 멀티패스 환경, 기존 수신기들의 위치해

멀티패스 오차를 해결하기 위한 다양한 방법들이 제시되고 있지만 이를 명확하게 해결한 경우는 현재까지 없다. GNSS 수신기 업체들도 멀티패스 오차를 해결하기 위한 다양한 알고리즘 및 필터를 수신기 항법 알고리즘에 포함하고 있지만 단순히 멀티패스 오차의 영향을 덜 받게 하는 수준에 머물러 있는 실정이다 [9], [10]. 이는 일반 GNSS 수신기의 의사거리 측정치에 발생하는 멀티패스 오차가 환경적인 요소뿐만 아니라 다양한 요소에 의해 발생하며 다양한 발생시나리오가 존재하여 모델링이 불가하기 때문이다. 따라서 보다 멀티패스 오차에 강건한 반송파 위상 측정치를 활용한 도심지 항법시스템이 많이 연구되고 있다. 이들 대부분의 연구는 주로 RTK (Real-Time Kinematic) 방식이나 PPP (Precise Point Positioning) 방식을 이용하여 sub 미터급 위치 정확도를 보이고 있다 [6]–[8]. 하지만 위와 같은 연구들은 주로 고가 이중주파수 혹은 다중주파수 수신기를 기반으로 하고 있어 저가형 항법 시스템을 구축하는데 있어서는 활용하기 힘든 방식이다. 최근 가격이 절감된 형태의 이중주파수 수신기가 출시되고 저가 단일주파수 수신

기에서도 RTK나 PPP가 가능할 수 있도록 하는 방법들이 지속적으로 제시되고 있지만 정확하고 빠르게 미지정수를 결정하기 위해서는 외부 보정정보 데이터와 초기 수렴시간이 필수적이라는 점에서 단점을 가진다.

2) 반송파 위상 시간차분 측정치 기반 항법시스템 개요

본 연구에서는 외부보정정보 데이터와 초기 수렴시간 없이 저가 GNSS 수신기의 반송파 위상 시간차분 측정치를 기반으로 정밀 항법을 수행할 수 있는 방법에 대해 제안한다. 시간차분 측정치를 활용함으로써 시간에 대해 일정한 크기를 갖는 미지정수를 더 이상 결정할 필요가 없으므로 고가의 다중 주파수 수신기 및 외부 보정정보 데이터와 초기 수렴시간에 대해 자유로울 수 있다.

멀티패스 오차에 강건한 반송파 위상 측정치를 활용하는 항법 알고리즘에서는 보다 강건한 항법 시스템을 구축하기 위해서는 도심숲 환경에서 빈번히 발생하는 사이클슬립 (Cycle Slip) 현상에 대한 고려가 반드시 필요하다. 사이클슬립 현상은 GNSS 수신기가 신호를 추적하는데 있어 방해가 있을 경우, 미지정수 값에 임의의 크기의 점프가 발생하는 것이다 [105], [106]. 자세히는 GNSS 신호 수신 방해 요소에 의해 수신기 내부의 PLL (Phase Lock Loop)의 Lock이 일시적으로 풀리면서 발생한다. 실제로 반송파 위상 측정치에 사이클슬립이 발생하는 경우를 그림으로 나타내면 아래의 Figure 4-2와 같다.

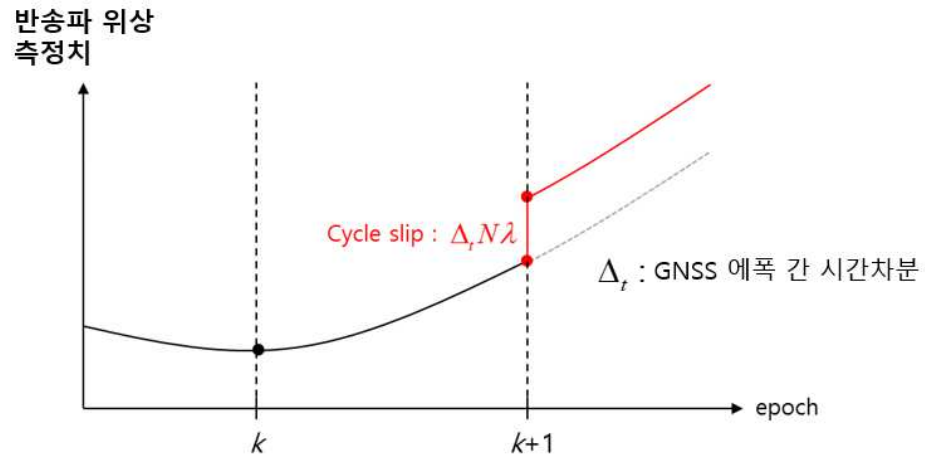


Figure 4-2. 사이클슬립 발생 예시

GNSS 신호 추적의 방해요소는 다양할 수 있는데 주로 건물, 표지판, 나무와 같은 환경적 요소들이 존재한다. 이때 아래의 Figure 4-3과 같이 도심 숲 환경에서는 위와 같은 방해 요소가 다수 존재한다. 따라서 사이클슬립이 발생하는 빈도가 상당히 많으며 강건한 항법 시스템 구성을 위해서는 사이클슬립 검출 알고리즘이 반드시 필요하다.

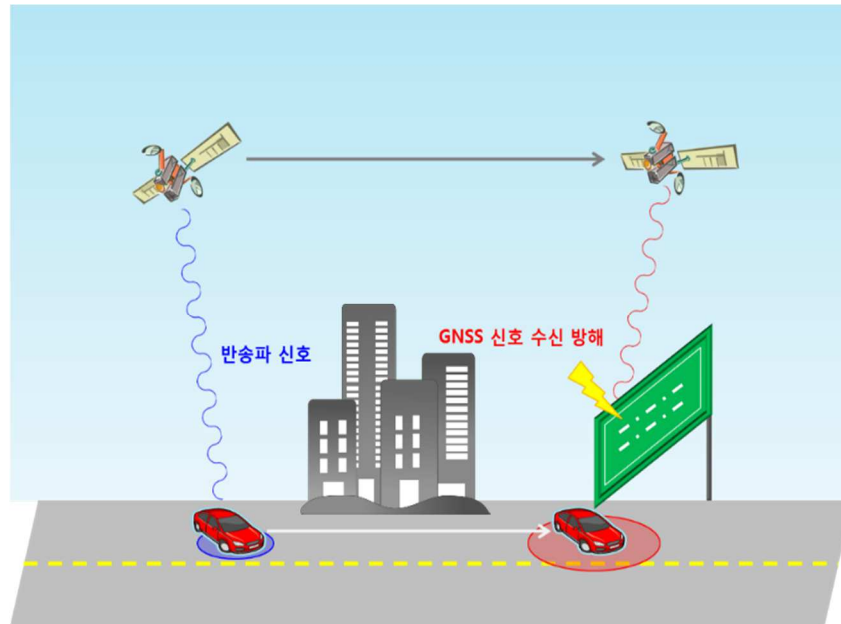


Figure 4-3. GNSS 신호 추적 방해 요소 예시 (도심 환경)

또한 도심숲 환경에서는 제한되는 GNSS 위성의 가시성이 문제가 될 수 있다. 개활지와 달리 극심 도심숲 환경에서는 가시위성의 수가 현저히 저하된다. 빌딩들에 의해 안테나가 하늘을 직접적으로 바라 본 형태로 GNSS 위성으로부터 직접신호를 받을 수 있는 영역이 제한된다. 아래의 Figure 4-4은 이를 설명해줄 수 있는 그림이다. Skyplot에서 파란색 영역이 실제 하늘을 바라볼 수 있는 영역이며 검은색은 건물에 의해 하늘이 가린 영역이다. 실제로 다음 연구에서는 극심 도심 환경에서는 약 25% 영역만이 보이는 상황이 발생한다 [107].

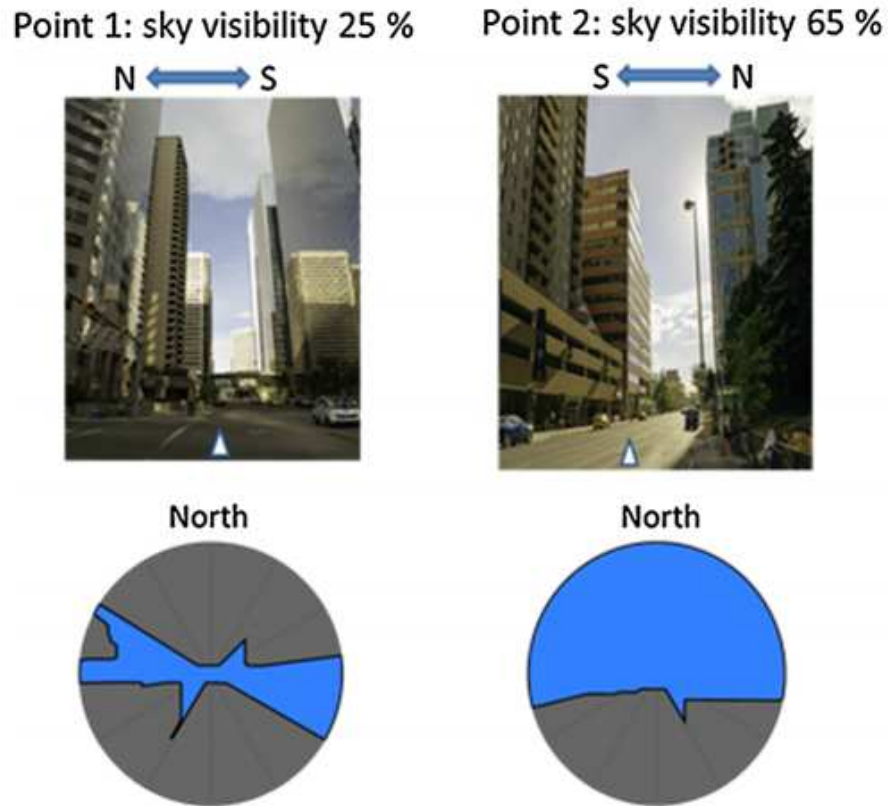


Figure 4-4. 도심환경에서의 GNSS 위성의 가시성 예시 [107]

따라서 GPS와 같이 단일 위성군만을 활용한 항법 시스템의 경우, 가용적인 상황이 제한적일 수 밖에 없다. 따라서 본 연구에서는 GNSS가 가용적이지 못한 상황에서의 지속적인 항법을 유지할 수 있도록 저가 INS 센서와 함께 결합한 형태의 항법 시스템을 제안하였다. 이때 약결합을 사용한다면 GNSS가 단독으로 가용적이지 못한 상황 (예. 가시위성 4개 이하)에서 INS를 통한 항법해의 오차가 커지는 것을 최대한 줄이기 위하여 강결합의 형태를 사용하여 INS와 결합하였다. 또한 본 연구에서는 최대한의 가시위성을 확보하기 위하여 GPS 위성군 뿐만 아니라 BeiDou, Galileo, GLONASS 위성군을 함께 활용하여 다중위성군 기반 항법 시스템을 구성하였다.

2. INS 기반 Cycle Slip 검출 알고리즘

1) Cycle Slip 알고리즘 개요

도심지 환경에서 반송파 위상 시간차분 측정치를 기반으로하는 항법 시스템을 강건하게 만들기 위해서는 사이클슬립 (Cycle Slip) 검출 및 처리가 필수적이다. 대표적인 사이클슬립 검출 방식은 다중주파수 측정치를 기반으로 하는 것들이 대부분이다. 다중주파수 측정치 기반 방식은 여러 주파수의 측정치 조합을 활용하여 사이클슬립 항만을 추출함으로써 검출하는 방식을 기본으로 하며, 높은 정확도로 사이클슬립이 검출 가능하다 [108]–[113]. 하지만 이들은 고가의 다중주파수 GNSS 수신기에만 적용 가능하다는 한계가 있다. 따라서 본 연구에서 활용하고자 하는 저가 단일주파수 GNSS 수신기에는 적용 할 수 없다.

저가 단일주파수 수신기를 이용한 방법들에는 의사거리 측정치와 반송파 측정치를 비교하는 방식, 도플러 적분방식과 같이 여러 방법들이 존재한다. 하지만 의사거리 측정치와 반송파 측정치를 비교하는 방식은 의사거리 측정치의 m급 잡음수준에 의해 수 사이클 이상의 큰 사이클슬립 현상만을 검출할 수 있다는 단점을 가진다. 또한 도플러 적분방식은 반송파 측정치의 시간 변화율이 도플러 측정치와 같음을 이용하여 이들을 상호 비교하여 사이클슬립을 검출하는 방법이다. 하지만 이 방법은 정적 사용자에게 대해서는 높은 정확도를 가지지만 GNSS 수신기의 낮은 업데이트 주기로 인하여 동적 사용자의 경우에 작은 사이클슬립 검출이 어려운 단점을 지닌다 [114].

본 연구에서는 저가 INS를 기반으로하여 1 Cycle Slip 검출을 수행할 수 있도록 시스템을 구성하였다. 기존에도 저가형 단일주파수 GNSS수신기와 저가 INS를 결합하여 사이클슬립을 검출하는 방식이 많이 제안되어 왔으며, 본 연구에서는 이들을 참고하여 도심지 환경에서 발생하는 사이클슬립에 대해 INS 기반 검출 및 처리 알고리즘을 구성하였다 [84], [115], [116].

2) INS 기반 Cycle Slip 검출 알고리즘

본 연구에서는 저가 GNSS 수신기와 저가 INS를 결합하여 저가 정밀 차량 항법 시스템을 구성한다. 이때 저가 GNSS 수신기로부터 획득할 수 있는 반송파 위상 시간차분 측정치와 INS를 기반으로 계산되는 상대위치를 결합하여 시간에 따른 정밀 위치를 추정해나간다. 아래의 Figure 4-5은 반송파 위상 시간차분 측정치에 고장이 없는 경우 (사이클슬립이 발생하지 않은 경우), TDCP로 측정된 상대위치와 INS로 예측한 상대위치의 관계를 나타낸 것이다.

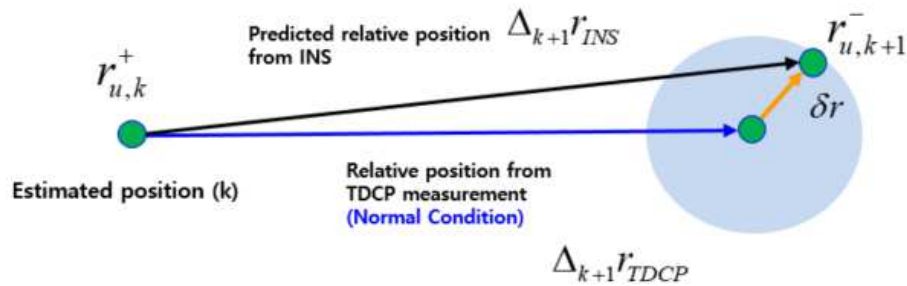


Figure 4-5. TDCP와 INS 기반 상대위치 관계 (정상 상태)

사이클슬립이 발생하지 않은 경우, TDCP 측정치를 기반으로 추정된 상대위치는 cm 수준의 정확도를 가지기 때문에 INS의 오차요소로 인해 발생하는 INS 기반 상대위치 오차를 보상하여 지속적으로 정밀항법을 수행하는 구조이다.

반면 INS 기반의 추정 상대위치가 오차를 가질 수 있지만 그 수준이 최대 어느 정도까지 발생할 수 있는지를 바탕으로 TDCP 측정치에 사이클슬립이

발생했는지를 판단 할 수 있다. 아래의 Figure 4-6은 위치 영역에서 이를 설명한 그림이다.

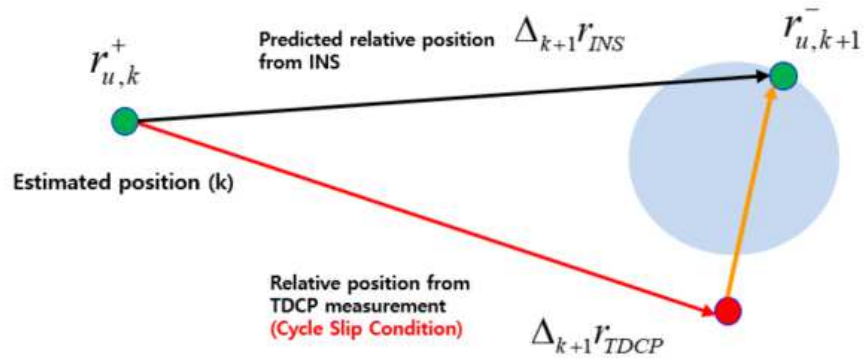


Figure 4-6. TDCP와 INS 기반 상대위치 관계 (고장 상태)

위의 그림에서 INS로 추정된 위치가 가질 수 있는 오차의 범위는 파란색 원과 같이 나타낼 수 있다. 이때 TDCP 측정치에 사이클 슬립이 존재하였고 이를 기반으로 계산된 위치는 INS로 추정된 위치에서 상당히 벗어난 값을 갖을 것이다. 따라서 이를 통해 TDCP 측정치에 사이클슬립이 발생했음을 판단 할 수 있다.

앞선 설명까지는 간단히 위치 영역에서 그림들을 통해 INS 기반의 사이클 슬립 검출 알고리즘을 설명하였으며, 이를 측정치 영역에서 정리하면 다음과 같다. 먼저 GNSS 수신기로부터 측정되는 반송파 위상 측정치를 살펴보면

아래와 같다.

$$\phi_u^i = d_u^i + B_u + T_u^i - I_u^i - b^i + \varepsilon_{\phi,u}^i + \lambda N_u^i \quad (4-1)$$

위의 식에서 아래첨자 u 는 사용자를 의미하며 본 파트에서는 GNSS 수신기를 통해 측정된 측정치의 경우, 아래와 같이 아래첨자를 G 로 나타내어 사용하였다.

$$\phi_G^i = d_G^i + B_G + T_G^i - I_G^i - b^i + \varepsilon_{\phi,G}^i + \lambda N_G^i \quad (4-2)$$

TDCP/INS 통합항법을 통해 추정하는 위치를 기반으로 위성과 사용자 사이의 거리인 d 를 추정할 수 있다. 이때 위성의 위치는 방송궤도력을 통해 계산할 수 있으며 위성 시계오차 b 도 방송궤도력을 통해 대부분 제거할 수 있다. 따라서 위성간 차분을 수행하여 수신기 시계오차 E 를 제거한 측정치를 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$${}^i\nabla^j\phi_G = {}^i\nabla^jd_G + {}^i\nabla^jT_G - {}^i\nabla^jI_G + {}^i\nabla^j\varepsilon_{\phi,G} + {}^i\nabla^j\lambda N_G \quad (4-3)$$

위의 식에서 ${}^i\nabla^j$ 는 i, j 번째 위성의 측정치를 서로 차분한 것을 뜻한다. 이때 미지정수는 시간에 따라 일정하다는 점을 활용하여 연속된 시간 사이의 측정치를 시간차분하여 나타내면 아래와 같다.

$${}^i\nabla^j\Delta_t\phi_G = {}^i\nabla^j\Delta_td_G + {}^i\nabla^j\Delta_tT_G - {}^i\nabla^j\Delta_tI_G + {}^i\nabla^j\Delta_t\varepsilon_{\phi,G} + {}^i\nabla^j\Delta_t\lambda N_G \quad (4-4)$$

사이클 슬립이 발생하지 않는 경우에는 위의 ${}^i\nabla^j\Delta_t\lambda N_G$ 항이 없지만, 실제로 발생하였을 경우 위의 식과 같이 나타 낼 수 있다. 또한 위의 식에서 사용자와 위성사이의 거리에 대한 항과 미지정수 관련 항을 제외한 항들은 시간에 따라 변하는 양은 매우 작다. 실제로 전리층과 대류층 지연 오차는 시간에 따른 변화율이 최대 각각 2cm/s, 1cm/s로 굉장히 작은 값을 가진다 [99], [117], [118]. 또한 반송파 위상 측정치의 잡음은 3mm 이하 수준으로 이들을 모두 고려하더라도 최대 3cm/s 수준이다. 따라서 이들을 통합하여 ${}^i\nabla^j\Delta_t E$ 로 나타내어 최종적으로 GNSS 수신기로 측정한 위성차분된 반송파 위상 시간 차분 (TDCP) 측정치를 나타내면 아래와 같다.

$${}^i\nabla^j\Delta_t\phi_G = {}^i\nabla^j\Delta_t d_G + {}^i\nabla^j\Delta_t\lambda N_G + {}^i\nabla^j\Delta_t E \quad (4-5)$$

$$where \quad {}^i\nabla^j\Delta_t E = {}^i\nabla^j\Delta_t I_G + {}^i\nabla^j\Delta_t T_G + {}^i\nabla^j\Delta_t \epsilon_{\phi,G}$$

이때 연속된 시간 사이의 이동거리는 INS를 기반으로도 추정 가능하며 방송궤도력으로 계산된 위성궤도와 INS 기반 상대위치를 통해 아래와 같이 위성차분된 반송파 위상 시간 차분 측정치를 추정할 수 있다.

$${}^i\nabla^j\Delta_t\phi_I = {}^i\nabla^j\Delta_t\hat{d}_I \quad (4-6)$$

따라서 위와 같이 측정된 값과 추정된 값의 비교를 통해 사이클 슬립 발생을 검출하는 방식을 사용하였으며, 사이클슬립 알고리즘의 모니터링 값은 아래와 같다.

$$M_{k+1}^i = {}^i\nabla^j\Delta_t\phi_G - {}^i\nabla^j\Delta_t\phi_I \quad (4-7)$$

3. 다중위성군 기반, 항법 성능 향상 방안

1) 다중위성군 기반, Cycle Slip 검출 알고리즘 성능 설계

본 연구에서는 극심 도심숲 환경에서의 가시위성의 확보를 위하여 미국의 GPS 위성군 뿐만 아니라 중국의 BeiDou, 유럽의 Galileo, 러시아의 GLONASS 위성군을 함께 활용한다. 가시위성의 수가 늘어남에 따라 TDCP/INS 통합항법에서 TDCP 측정치를 활용할 수 있는 시간이 증가하고 INS 단독으로 항법을 수행하는 시간이 감소하기 때문에 전체적인 항법 성능 향상을 불러일으킬 수 있다. 하지만 위와 같이 가시위성 및 가용성이 증가하여 성능 향상을 불러 일으키는것 뿐만 아니라 Cycle Slip 검출 알고리즘 설계시에도 충분한 가시위성을 활용할 수 있다는 점을 기반으로 하여 항법에 악영향을 미치는 상황을 최대한 방지할 수 있다.

Cycle Slip 검출 알고리즘에 대해 보다 자세히 살펴보면, (4-7)식을 통해 모니터링하는 사이클슬립 값을 고장으로 판단하기 위해서는 검출을 위한 기준값 (Threshold) 계산이 필요하다. Threshold 계산은 아래의 Figure 4-7 과 같은 그림을 통해 설명될 수 있다.

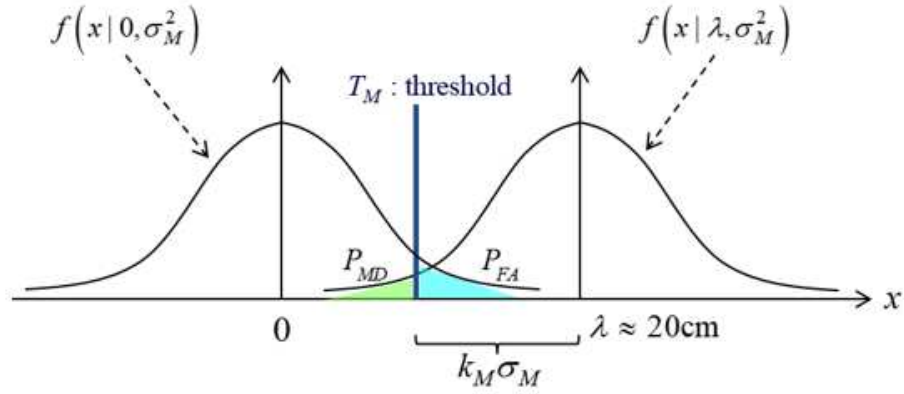


Figure 4-7. 사이클슬립 검출 모니터링 값의 확률 분포 예시

위의 그림에서 왼쪽의 분포는 사이클슬립이 발생하지 않은 경우의 모니터링 값의 분포를 나타낸다. 또한 오른쪽의 분포는 1 Cycle 크기의 사이클슬립이 발생한 경우를 나타낸다 (GPS 위성군의 측정치는 대략 20cm의 1 Cycle 크기를 갖는다). 아래의 식들은 각각 사이클 슬립이 발생하지 않았을 때의 확률 분포와 사이클슬립이 발생하였을 때의 확률 분포를 나타낸다.

$$f(x|0, \sigma_M^2) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_M} \exp\left[\frac{-x^2}{2\sigma_M^2}\right] \quad (4-8)$$

$$f(x|\lambda, \sigma_M^2) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_M} \exp\left[\frac{-(x-\lambda)^2}{2\sigma_M^2}\right] \quad (4-9)$$

먼저 Miss Detection (MD)와 False Alarm (FA) 상황에 대한 정의를 알아보면, MD는 고장이 발생한 경우에 고장이라고 판단하지 못하는 상황을 말한다. 반대로 FA는 고장이 발생하지 않았지만 고장이라고 잘못 판단하는 상황

을 말한다. 반송파 위상 시간차분 측정치를 기반으로 상대위치를 결정하고 이를 누적하여 절대항법을 수행하는 본 연구의 방식에서는 사이클슬립이 발생한 경우를 검출하지 못하고 항법에 사용하게 된다면 지속적으로 그에 대한 오차가 포함되어 누적된다. 따라서 고장이 발생한 경우에 고장이라고 판단하지 못하는 MD 상황이 발생하는 경우 항법정확도에 큰 영향을 미친다.

실제로 FA와 MD 확률은 검출을 위한 기준값 (T_M)을 통해 서로 Trade-Off 관계를 가진다. 예를 들어 FA 발생에 대한 확률을 높이는 경우 MD 발생에 대한 확률이 줄어들며, 반대로 MD 발생에 대한 확률을 높이는 경우 FA 발생에 대한 확률이 작아진다. 따라서 항법시스템에 따라 원하고자하는 성능에 따라 이 두가지 확률에 대한 설계를 진행한다. 본 연구에서는 사이클슬립에 실패할 경우, 항법 정확도에 지속적으로 영향을 미치는 상황을 방지하기 위해서 MD 확률을 중심으로 사이클슬립 검출 알고리즘을 설계하였다.

1 Cycle 크기의 사이클슬립 검출을 위한 기준값 (T_M)은 아래의 수식을 통해 계산할 수 있다.

$$T_M = \lambda - k_M \sigma_M \quad (4-10)$$

위의 식에서 결국 기준값 (T_M)을 결정하는 것은 검출하고자하는 사이클슬립의 최소 크기와 k_M, σ_M 들의 곱이다. 여기서 σ_M 은 모니터링 값의 표준편차를 의미하는데 수식으로 나타내면 아래와 같다.

$$\sigma_M^2 = \text{var}\left({}^i\nabla^j \mathbf{e}_k \cdot \delta \Delta_t \mathbf{r}_u\right) + \sigma_{\nabla \Delta_t E}^2 \quad (4-11)$$

where

$\delta \Delta_t \mathbf{r}_u$: GNSS 에폭 간 INS Propagation 오차

${}^i\nabla^j \Delta_t E$: 반송파 잔여오차

위의 값은 사이클슬립 검출에 대한 확률 설계시에 결정되는 인자는 아니며 확률설계에 따라 영향을 받는 값은 k_M 이다. 이는 MD 확률에 의해 결정되게 되며 본 연구에서는 기존 연구를 참고하여 모든 위성 측정치에 대해 Worst Case의 MD 확률을 갖도록 설계하였다 [119]. 이때 MD 확률은 2×10^{-6} 이며, 이에 따라 결정된 k_M 은 4.75 값을 갖으며 이는 사이클슬립이 발생할 수 있는 모든 상황에 대해 검출할 수 있도록 하여 항법 정확도를 유지하기 위한 설계이다.

반면 이렇게 작은 MD 확률로 설계함에 있어 서로 Trade-Off 관계에 있는 FA 확률은 커질 수 밖에 없다. 아래의 수식은 MD와 FA에 대한 발생 확률을 나타낸다.

$$\begin{cases} P_{FA} = 2 \int_{T_M}^{\infty} f(x | 0, \sigma_M^2) dx \\ P_{MD} = 2 \int_{T_M}^{\infty} f(x | \lambda, \sigma_M^2) dx \end{cases} \quad (4-12)$$

고정된 MD 확률을 사용하여 Tight한 기준값 (T_M)을 결정하면서 FA 확률이 증가하였다. 이 뿐만 아니라 극심 도심지에서의 저가 GNSS 수신기의 반송파 위상 측정치는 작지만 cm수준으로 영향을 줄 수 있는 멀티패스 오차와 신호추적 오차 등에 영향을 받는다. 따라서 이를 기반으로 계산되는 모니터링 값의 표준편차 (σ_M)는 증가하며 이에 따라 도심지 환경에서 더욱더 Tight한 기준값 (T_M)이 결정된다.

Tight한 기준값이 계산됨에 따라 FA 확률 증가한다. 따라서 빈번한 FA 상황으로 인해 정상 상태의 측정치도 사이클슬립이 발생한 고장 측정치라고 판단하여 실제 극심 도심에서 사용할 수 있는 가시위성의 측정치를 감소시

킬 수 있다. 하지만 본 연구에서는 다중위성군을 활용하여 충분한 가시위성을 확보할 수 있으며 이에 따라 고장 발생을 방지하기 위한 사이클슬립 검출 알고리즘을 설계할 수 있었다. 이에 따라 사이클슬립이 제거되지 않은 측정치를 사용하지 않으면서 반송파 위상 시간차분 측정치와 INS를 결합한 저가 차량항법 시스템을 통해 사용자에게 안정적인 정밀 위치해를 제공할 수 있다.

본 연구에서 사이클슬립이 검출된 측정치의 경우에는 제거하고 나머지 정상으로 판단된 측정치만을 항법해 계산에 활용하였다. 실제로 사이클슬립 발생 크기를 추정하고 보상하여 측정치를 사용할 수 있도록 한다면 가시위성을 증가시킬 수 있다는 이점이 있을 수 있다 [120], [121]. 하지만 본 연구에서 활용하는 낮은 성능의 저가 MEMS급 IMU를 기반으로 사이클슬립 발생 크기를 추정하여 보상하는 것은 오히려 잘못된 사이클슬립 발생 크기 추정을 통해 항법 정확도의 저하를 발생시킬 수 있어 제외하였다.

2) 위성군별 시스템 시계 차이 고려 방안

다중위성군을 활용한 항법 시스템은 위성군마다의 시스템 시계의 차이를 고려하여야한다. 예를 들어 미국의 GPS 시스템 시계와 러시아의 GLONASS 시스템 시계는 서로 동기화되어 있지 않으며 각 위성군에 대해 반송파 위상 측정치를 나타내면 아래와 같다.

$$\phi_G^i = d^i + B_G + T^i - I^i - b^i + \varepsilon_\phi^i + \lambda_G N^i \quad (4-13)$$

$$\phi_R^i = d^i + B_R + T^i - I^i - b^i + \varepsilon_\phi^i + \lambda_R N^i \quad (4-14)$$

위의 식들에서 아래첨자 G, R 은 각각 GPS와 GLONASS 위성에 대한 측정치를 의미한다. 이때 서로 주파수가 다르기 때문에 측정치의 파장 길이

(λ)는 차이가 있으며 수신기 시계도 차이가 존재한다. 이는 일반적으로 Time Offset 이라고 부르며 아래와 같은 관계로 정리 할 수 있다.

$$B_R = B_G + B_{GRTO} \quad (4-15)$$

위의 식에서 아래첨자 GRTO는 GPS와 GLONASS 사이의 시스템 Time Offset을 나타낸다.

GPS와 GLONASS 다중위성군을 기반으로 항법을 수행하고자 하는 GNSS 수신기 사용자는 각각 시스템 시계들 (B_G, B_R)을 추정하거나 GPS 시스템 시계와 그에 대한 Time Offset (B_G, B_{GRTO})을 추정한다. 따라서 GPS만을 활용했을 때에는 최소 4개 이상의 가시위성이 필요했지만 GLONASS를 같이 사용하고자 하는 경우에는 최소 5개 이상의 가시위성이 필요하게 된다. 본 연구에서는 GPS, GLONASS, BeiDou, Galileo를 모두 활용하고자 하며 이때는 이론적으로 최소 7개의 가시위성이 필요하게 된다. 이는 극심 도심지에서 다중위성군을 활용하여 얻을 수 있는 가용성 증가에 대한 이득이 줄어드는 결과를 만든다.

따라서 본 연구에서는 다중위성군을 활용하여 가용성 증가에 대한 이득을 최대한으로 하기 위한 방법을 제안하였다. 반송파 위상 시간차분 측정치를 통한 항법은 결국 시스템간 Time Offset들의 절대값을 추정하는 것이 아니라 이들의 시간 변화율을 추정하게 된다. 따라서 먼저 기존 연구들에서 추정한 GPS와 GLONASS 사이의 Time Offset을 확인해보면 아래와 같다.

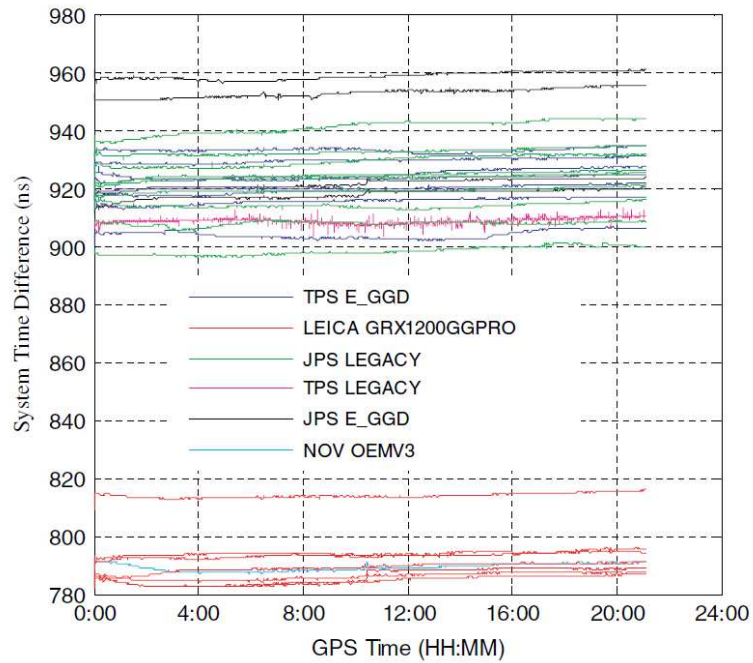


Figure 4-8. GPS와 GLONASS Time Offset 추정 결과 (다중 기준국) [122]

위의 Figure 4-8은 PPP (Precise Point Positioning) 기법을 활용하여 다중 기준국에서의 GPS와 GLONASS 시스템 사이의 Time Offset을 1일 동안 추정한 결과이다. 실제로 1일 동안 두 시스템 사이의 Time Offset이 큰 변화가 없음을 알 수 있다 [122].

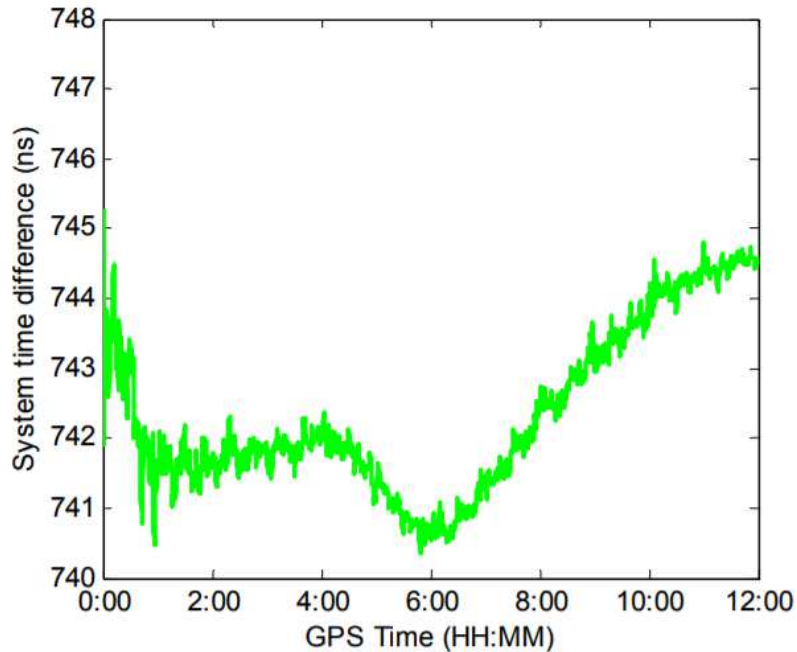


Figure 4-9. GPS와 GLONASS Time Offset 추정 결과 (단일 기준국) [123]

또한 위의 Figure 4-9은 마찬가지로 PPP 기법을 활용하여 단일 기준국에서의 12시간 동안 GPS와 GLONASS 시스템 사이의 Time Offset을 나타낸 것이다 [123]. 그림에서도 확인 할 수 있듯이 12시간동안 최대 4ns (nano second) 변화를 가지는데 이는 거리로 변환하면 약 1.2m 수준이다.

따라서 위의 기존 연구결과들을 통해 짧은 시간 동안에는 이들의 변화량이 굉장히 작은 수준이며 반송파 위상 시간차분 추정치 내의 시스템간 Time Offset 시간변화율을 추정하지 않더라도 정확도 성능에 큰 영향을 미치지 않을 것을 예상 할 수 있다. 이를 직접 확인해보기 위하여 실제 기준국 데이터를 활용하여 항법 성능을 비교해보았다. 다중위성군 실측 데이터는 2016년 3월 9일 날짜의 수원기준국의 Trimble NetR9에서 수집된 30분 데이터를 이용하였다. 이때 반송파 위상 측정치에 존재할 수 있는 사이클슬립은 이중주파수 측정치를 활용하여 전리층 오차의 변화율을 기반으로 선처리

하였다. 아래의 Figure 4-10은 30분동안의 GPS와 GLONASS 가시위성의 수를 나타내며 실험시에 총 14~15개의 가시위성이 있었음을 확인 할 수 있다.

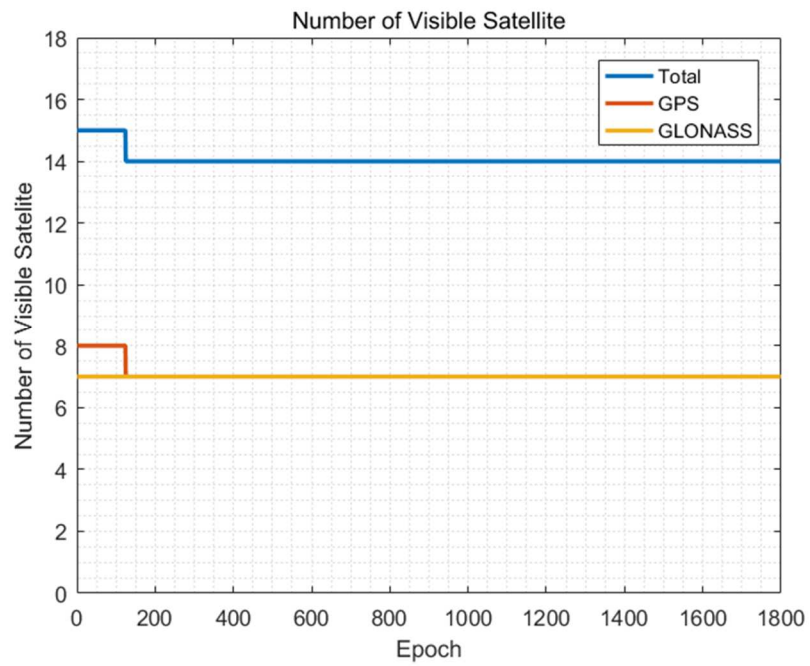


Figure 4-10. 가시위성 개수 (GPS와 GLONASS)

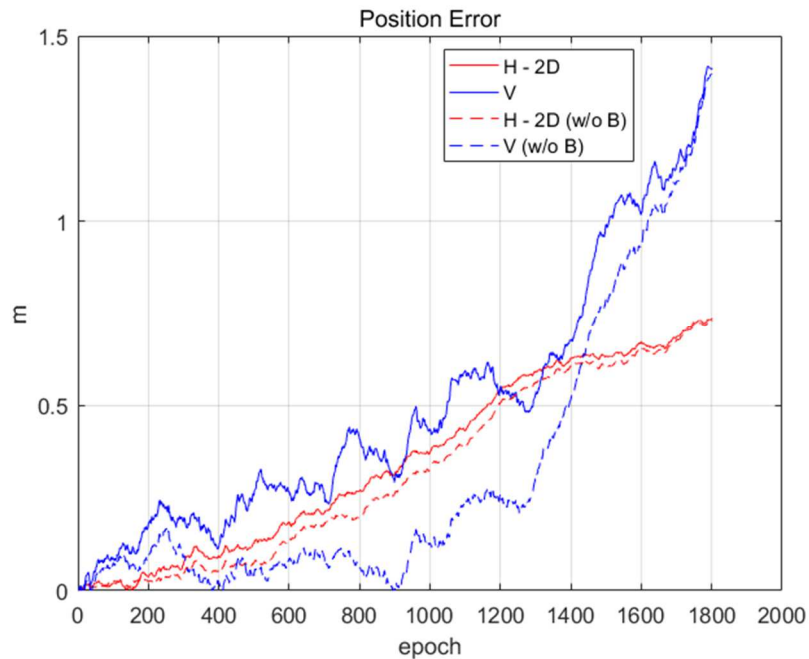


Figure 4-11. 수평, 수직 위치정확도 (시스템 시계 차이 고려 유/무)

위의 Figure 4-11은 반송파 위상 시간차분 측정치를 기반으로 상대위치를 추정한 결과를 나타낸다. 이때 초기위치는 정확히 알고 있음을 가정하였으며 초기위치에 추정된 상대위치를 누적하여 절대위치를 계산하였다. 붉은색은 수평위치 오차를 나타내며 파란색은 수직위치 오차를 나타낸다. 또한 실선은 시스템 시계 차이를 고려한 경우이며 점선은 시스템 시계의 차이를 고려하지 않은 경우의 항법해 결과이다. 위의 결과에서 확인 할 수 있듯이 시스템 시계 차이를 고려하지 않은 경우에도 큰 항법 정확도 성능하락이 발생하지 않는 것을 알 수 있다.

따라서 본 연구의 항법 시스템은 위성군별 시스템간 시계 차이의 시간변화율을 추정하지 않음으로써 극심 도심환경의 부족한 가시위성 상황에서 다중위성군을 활용한 이점을 극대화 할 수 있도록 설계되었다.

4. 도심 환경용, 저가 정밀 차량 항법 시스템

1) 저가 정밀 차량항법 시스템 개요

본 연구에서 제안하는 도심 환경용 저가 정밀 차량항법 시스템에 대한 전체 구성은 아래의 Figure 4-12와 같은 블록선도로 나타낼 수 있다.

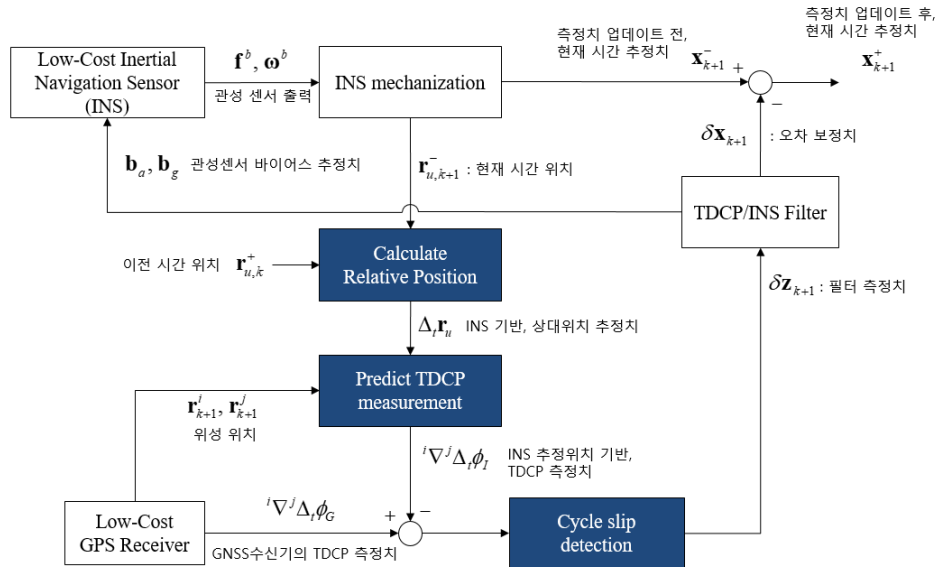


Figure 4-12. 도심 환경용 저가 정밀 차량항법 시스템 (전체 블록선도)

저가 단일주파수 GNSS 수신기와 저가 MEMS급 IMU만을 사용하여 항법 시스템을 구성하였다. 앞서 설명한 것과 같이 INS 기반으로 추정된 반송파 위상 시간차분 측정치를 이용하여 실제 GNSS 수신기의 측정치에서 발생하는 사이클 슬립 검출 알고리즘을 포함하고 있다. 또한 반송파 위상 시간차분 (TDCP) 측정치와 INS를 결합함에 있어 최적의 성능을 발휘할 수 있도록 설계된 필터를 포함하여 항법 시스템을 구성하였다.

2) 저가 정밀 차량항법 시스템 방정식

본 연구에서 제안하는 저가 정밀 차량항법 시스템의 선형화된 방정식을 나타내면 아래와 같다.

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} \delta \dot{\mathbf{r}}_u(t) \\ \delta \dot{\mathbf{v}}_u(t) \\ \delta \dot{\mathbf{q}}_u(t) \\ \delta \dot{\mathbf{b}}_a(t) \\ \delta \dot{\mathbf{b}}_g(t) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & I & 0 & 0 & 0 \\ \nabla G - \Omega^2 & -2\Omega & -[C_B^E \mathbf{f}^b]^\times & C_B^E & 0 \\ 0 & 0 & -\Omega & 0 & C_B^E \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \mathbf{r}_u(t) \\ \delta \mathbf{v}_u(t) \\ \delta \mathbf{q}_u(t) \\ \delta \mathbf{b}_a(t) \\ \delta \mathbf{b}_g(t) \end{bmatrix} \\
 &+ \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ C_B^E & 0 \\ 0 & C_B^E \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{w}_a(t) \\ \mathbf{w}_g(t) \\ \mathbf{w}_{b,a}(t) \\ \mathbf{w}_{b,g}(t) \end{bmatrix}
 \end{aligned}
 \tag{4-16}$$

where

C_B^E : direction cosine matrix (Body to ECEF)

$\Omega = [\boldsymbol{\omega}_{ie}^e]^\times$: skew symmetric form of vector $\boldsymbol{\omega}_{ie}^e$

$\Omega_{eb}^b = [\boldsymbol{\omega}_{eb}^b]^\times$

ω_{ie}^e : Earth rotation rate (7.292115×10^{-5} rad/s)

\mathbf{G} : gravity force vector ($|\mathbf{G}| \approx 9.8 \text{ m/s}^2$)

$\nabla \mathbf{G}$: gravity gradient

ECEF 좌표계 기반으로 시스템은 구성되었으며 아래와 같은 15차 State 들을 기반으로 한다. 또한 저가 INS 활용을 고려하여 가속도계와 각속도계

가 가지는 가우시안 잡음뿐만 아니라 바이어스 Stability를 고려하여 항법 필터를 설계하였다.

$$\begin{aligned}
 \text{State } (\delta \mathbf{x}) & \begin{cases} \delta \mathbf{r}_u : \text{위치 오차} \\ \delta \mathbf{v}_u : \text{속도 오차} \\ \delta \mathbf{q}_u : \text{자세 오차} \\ \delta \mathbf{b}_a : \text{가속도계 바이어스 오차} \\ \delta \mathbf{b}_g : \text{자이로 바이어스 오차} \end{cases} \\
 \text{Process noise} & \begin{cases} \mathbf{w}_a : \text{가속도계 가우시안 잡음} \\ \mathbf{w}_g : \text{자이로 가우시안 잡음} \\ \mathbf{w}_{b,a} : \text{가속도계 Bias Stability} \\ \mathbf{w}_{b,g} : \text{자이로 Bias Stability} \end{cases}
 \end{aligned} \tag{4-17}$$

저가 단일주파수 GNSS 수신기로 측정한 반송파 위상 시간차분 측정치는 도심환경에서 제한적인 가시성에 의한 항법 시스템의 성능 저하를 방지하기 위하여 강결합 (Tightly Coupled Integration)의 구조로 INS와 결합하였다. 기본적으로 Delayed State Filter에서 소개된 아래와 같은 새로운 측정치 모델 방정식을 따라 항법 시스템은 구성된다.

$$\delta \mathbf{z}_{k+1} = \mathbf{H}_{k+1} \delta \mathbf{x}_{k+1} + \mathbf{J}_{k+1} \left(\Phi_k^{-1} \delta \mathbf{x}_{k+1} - \Phi_k^{-1} \mathbf{w}_k \right) + \mathbf{v}_{k+1} \tag{4-18}$$

보다 자세히 측정치 모델 방정식을 정리하면 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\delta z_{k+1}^i = {}^i \nabla^j \Delta_t \tilde{\phi}_u - \left\{ \left(\left| \mathbf{r}_{k+1}^i - \mathbf{r}_{u,k+1}^- \right| - \left| \mathbf{r}_k^i - \mathbf{r}_{u,k}^+ \right| \right) - \left(\left| \mathbf{r}_{k+1}^j - \mathbf{r}_{u,k+1}^- \right| - \left| \mathbf{r}_k^j - \mathbf{r}_{u,k}^+ \right| \right) \right\}$$

$$H_{k+1} = \begin{bmatrix} -{}^i \nabla^j \mathbf{e}_{k+1}^T & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ -{}^l \nabla^j \mathbf{e}_{k+1}^T & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{0}_{3 \times 1} \end{bmatrix}$$

$$J_{k+1} = -H_{k+1}$$

(4-19)

where

$$\begin{cases} \mathbf{r}^i : \text{위성 위치} \\ \mathbf{r}_u : \text{사용자 위치} \end{cases}$$

위의 식에서 ${}^i \nabla^j \Delta_t \tilde{\phi}_u$ 은 사이클 슬립 검출 알고리즘을 거친 위성차분된 반송파 위상 측정치를 나타낸다. 또한 위첨자 +, -는 각각 항법 시스템에서 추정하는 State가 Measurement 업데이트가 수행된 후의 값인지, 수행되기 전의 값인지에 대한 의미를 나타낸다. 또한 J_{k+1} 은 1초 사이에 Line of Sight 벡터가 큰 변화가 없다고 가정하여 구성하였다.

3) 성능 검증을 위한 실측 실험 환경

제안한 극심 도심숲 멀티패스 환경용 저가 정밀 차량항법 시스템의 성능 검증을 위하여 실측 실험을 진행하였다. 실측실험은 현재 국내에서 가장 극심 도심으로 알려져 있는 강남의 테헤란로에서 진행되었다. 아래의 Figure 4-13, Figure 4-14은 실제 주행실험 시에 찍은 사진이다. 좁은 도로 양옆으로 고층 빌딩이 즐비하고 있다. 또한 많은 교통표지판과 신호 및 대형버스와 같은 GNSS 신호 방해요소에 의해 부족한 가시위성 및 극심한 멀티패스 오차를 유발할 수 있는 환경이다.



Figure 4-13. 극심 도심숲 환경 모습 1 (강남 테헤란로)



Figure 4-14. 극심 도심숲 환경 모습 2 (강남 테헤란로)

저가항법 시스템은 대표적인 단일주파수 저가 GNSS 수신기인 Ublox M8T와 저가 MEMS급 IMU 센서인 Analog Device사의 ADIS1605 모델을 활용하여 구성되었다. 본 연구에서는 도심 환경의 부족한 가시위성을 보완하기 위하여 GPS 뿐만 아니라 BeiDou, GLONASS, Galileo를 함께 활용하였다. 이때 Ublox M8T 수신기가 Front-End 와 Tracking Channel 수의 부족으로 동시에 모든 위성군의 측정치를 수집하기에는 한계가 존재하여 2대의 Ublox M8T (#1, #2)를 이용하였다. Ublox M8T #1 수신기는 GPS와 BeiDou (BDS)를 수집하도록 설정하였으며 Ublox M8T #2 수신기는 GPS와 GLONASS, Galileo를 수집하도록 설정하였다. 또한 2대의 GNSS 수신기를 활용하면서 발생하는 서로다른 수신기 시계오차를 제거하여 사용할 수 있도록 기준위성 선택시 공통으로 추적하고 있는 GPS 위성군 중 최고양각을 가지는 위성을 선택하였다. 따라서 이러한 기준위성을 통해 위성차분되는 경우, 수신기 시계오차에 대한 고려를 더 이상 하지 않을 수 있다. 또한 기준위성을 선택시에 최고 양각을 가지는 위성을 선택한 것은 확률적으로 가장 작은 잡음과 측정치 오차요소 성분을 가질 수 있기 때문이다. 아래의 Figure 4-15, Figure 4-16은 실제 실험시의 저가 장비 구성과 실험에 사용한 차량을 나타낸다.



Figure 4-15. 실험 장비 구성 (도심 실측 실험)



Figure 4-16. 주행 차량 (도심 실측 실험)

실제 실험은 2019년 4월 12일 15분간 테헤란로를 주행하면서 이루어졌다. 본 연구에서는 15분 동안 정밀한 위치를 제공할 수 있도록 하는 시간에 대한 목표를 설정하였다. 이는 도심지에서 개활지 환경에 가까운 교차로나 Vision 센서를 통한 항법에서 사용할 수 있는 Landmark 등이 1km 내에는 반드시 존재할 수 있음을 반영하고, 도심지에서 차량이 최소 5km/h (약 1.4m/s) 속력으로 주행했을 때의 1km를 주행하는데 걸리는 시간을 토대로 설정하였다. 실제 실험시 차량의 주행속도를 나타내면 Figure 4-17와 같다.

아래의 Figure 4-18은 차량이 주행한 경로를 나타내며 Figure 4-19은 실험 동안의 가시위성 수를 나타낸다. 가시위성 수 그래프를 통해 주행 초반에 비해 주행후반부에 보다 극심 도심 환경이었음을 알 수 있다.

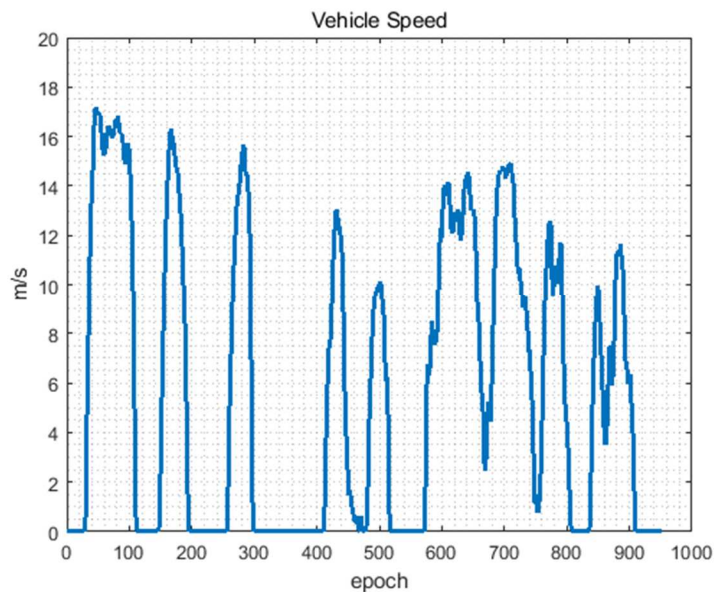


Figure 4-17. 차량 주행 속도 (도심 실측 실험)



Figure 4-18. 차량 주행 궤적 (도심 실측 실험)

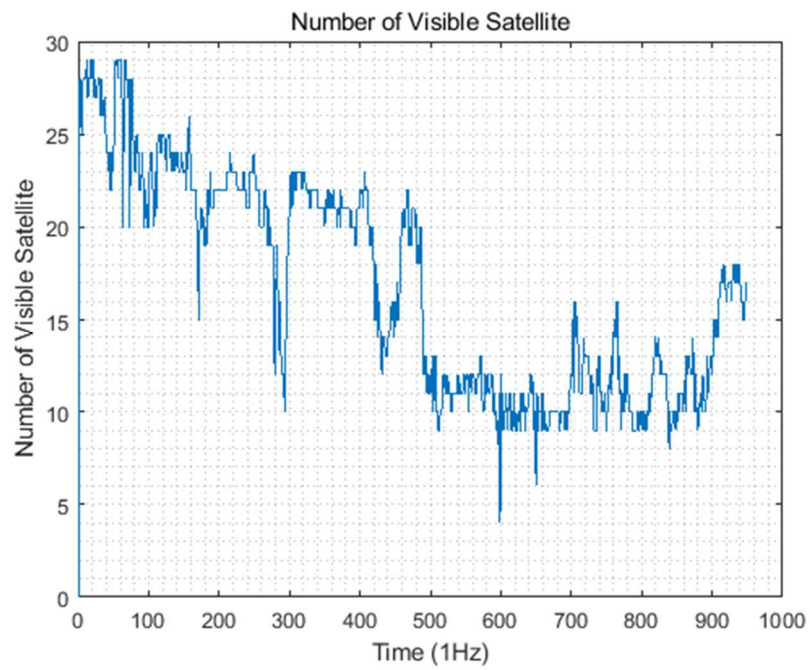


Figure 4-19. 가시위성 수 (도심 실측 실험)

아래의 Figure 4-20은 가시위성이 분포한 것을 확인할 수 있는 Skyplot을 나타낸 것이다. 그림에서 ‘G’는 GPS 위성군, ‘R’은 GLONASS 위성군, ‘B’는 BeiDou 위성군, ‘E’는 Galileo 위성군을 의미한다. 그림에서 확인할 수 있듯이, 최고 양각을 가지는 GPS의 13번위성이 기준위성으로 활용되었다.

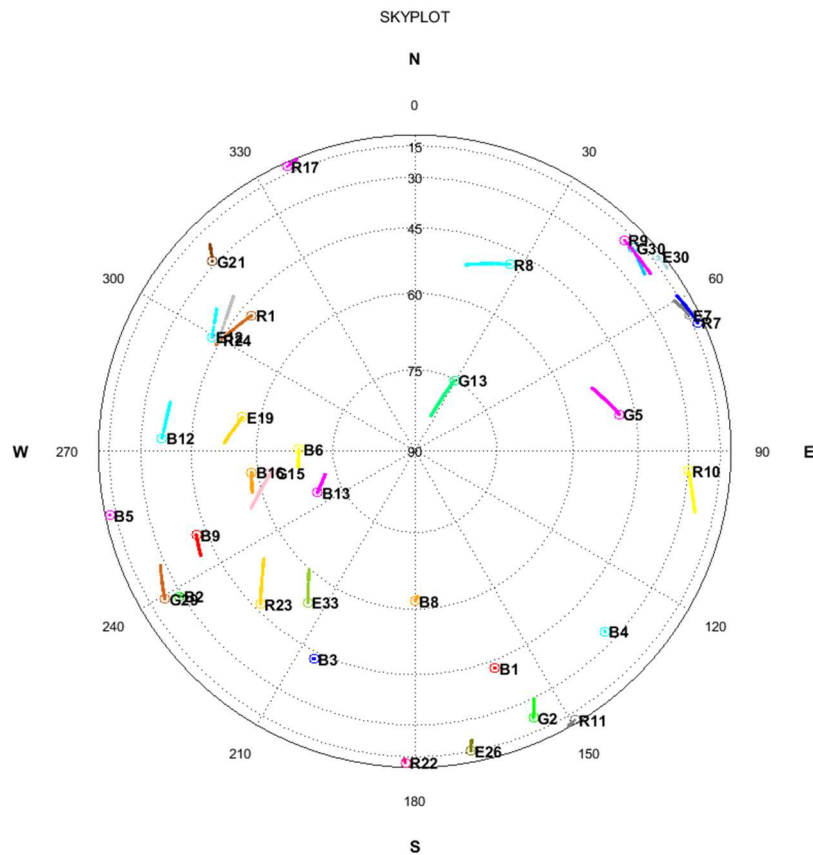


Figure 4-20. Skyplot (도심 실측 실험)

데이터 수집은 GNSS 수신기의 측정치는 1Hz, INS는 100Hz로 설정하여 이용하였다. 실제항법 성능 확인은 데이터 수집을 위한 도심 실측 실험 이후 후처리로 진행하였다. 또한 기준국 보정정보 없이 단독 항법을 수행하기 때

문에 반송파 위상 측정치의 대류층 지연오차를 제거하기 위해 WAAS모델을 사용하였으며 전리층 지연오차를 보상하기 위해 Klobuchar 모델을 활용하였다. TDCP 측정치의 잡음수준은 양각에 따라 모델링된 측정치 잡음수준을 적용하였다. 또한 초기위치는 알고 있는 위치로부터 출발함을 가정하였다.

성능검증을 위한 기준 궤적 (True Trajectory)의 확보를 위해 고가의 다중주파수 수신기인 Novatel 사의 PwrPak7과 고가의 INS를 탑재하고 있는 SPAN-CPT데이터를 함께 수집하였다. 이들은 Novatel사에서 판매하는 고가의 후처리 소프트웨어인 Waypoint의 최신 버전 8.8을 통해 처리되었으며, 이를 통해 계산된 동적 차량의 위치, 속도, 자세 정보를 기준으로 제안한 항법 시스템의 성능을 검증하였다. 또한 성능비교를 위한 대조군으로는 저가 수신기 측정치를 기반으로 한 기존 방식들의 위치정확도를 활용하였다.

4) 실측 주행 실험 결과

제안한 극심 도심숲 멀티패스 환경용 저가 정밀 차량항법 시스템을 통한 실측 주행 실험의 수평, 수직 궤적은 아래의 Figure 4-21, Figure 4-22와 같다.

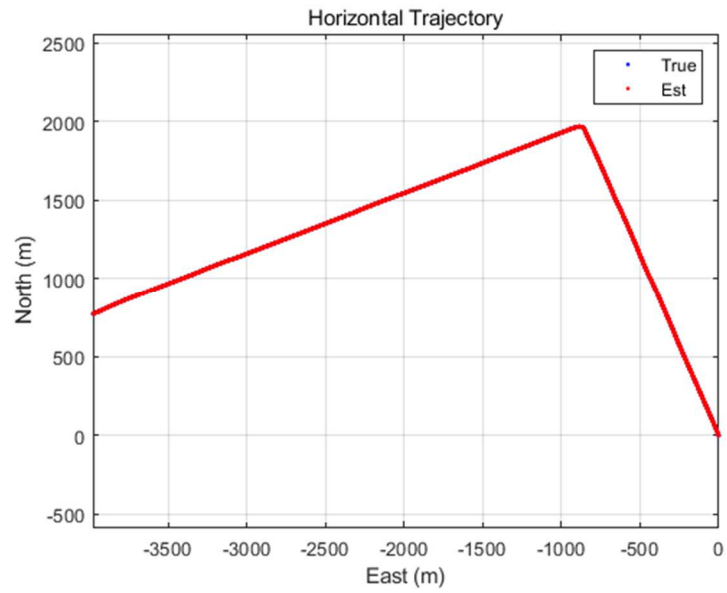


Figure 4-21. 제안 항법 시스템의 수평 궤적 (실측 도심 실험)

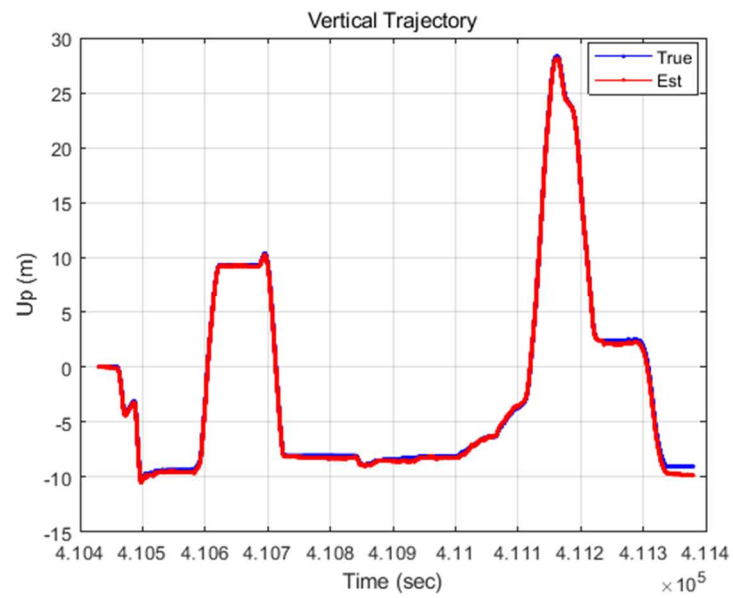


Figure 4-22. 제안 항법 시스템의 수직 궤적 (실측 도심 실험)

위의 그림에서 파란색은 고가 장비들과 소프트웨어로 계산된 기준 궤적이며 제안된 항법 시스템을 기반으로 추정된 궤적은 붉은색으로 나타내었다. 궤적상으로 보기에 성능에 대한 정확한 구분이 어렵기 때문에 수평, 수직 오차에 대해 나타내면 아래의 Figure 4-23, Figure 4-24와 같다.

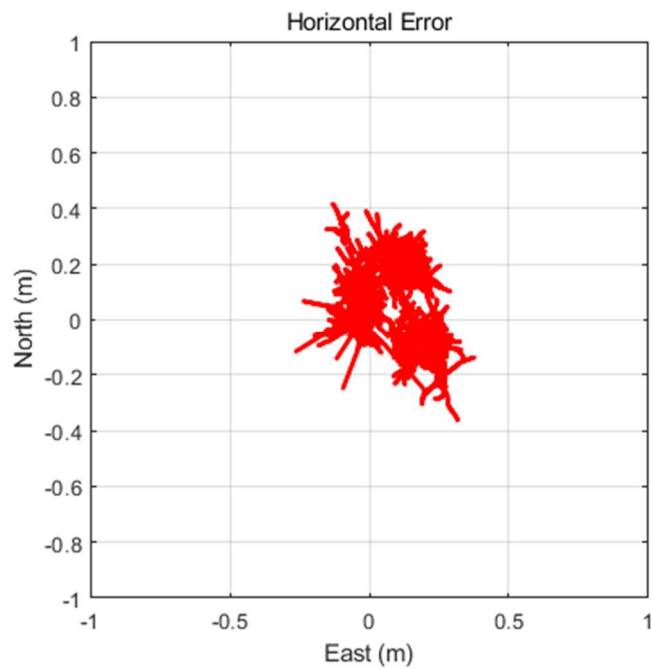


Figure 4-23. 제안 항법 시스템의 수평 오차 (실측 도심 실험)

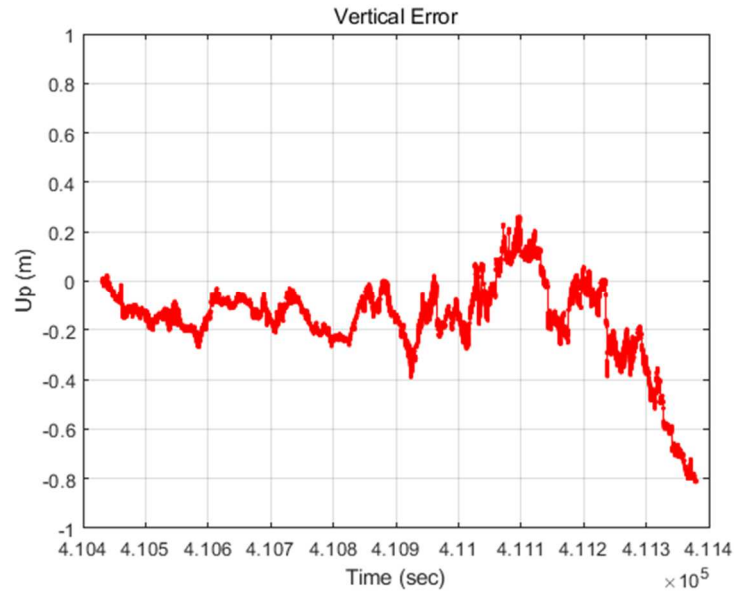


Figure 4-24. 제안 항법 시스템의 수직 오차 (실측 도심 실험)

위의 그림에서 확인할 수 있듯이 제안된 저가 정밀차량 항법 시스템을 통해 수평으로는 최대 약 0.4m 수준의 오차가 발생함을 알 수 있다. 또한 수직에서도 최대 약 0.8m 수준의 오차가 발생함을 확인 할 수 있다.

이를 실제 제안한 항법 시스템 필터에서 추정하고 있는 신뢰수준 (3σ)과 함께 ECEF 좌표계의 오차를 확인하면 아래의 Figure 4-25와 같다.

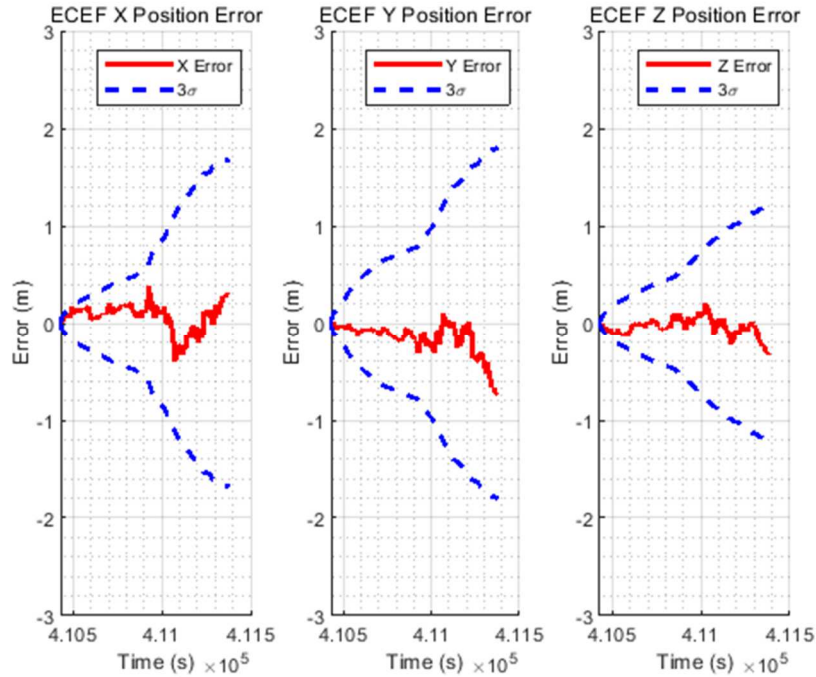


Figure 4-25. 제안 항법 시스템의 ECEF 오차 및 신뢰수준 (실측 도심 실험)

본 연구의 제안 항법 시스템의 경우 반송파 위상 시간차분 측정치를 통한 INS 결합시 최적 신뢰수준 제공이 가능하다. 실제 실측 도심실험에서도 안정적으로 추정 오차를 X, Y, Z 축 모두 바운드 하고 있음을 확인 할 수 있다. 이를 수치적으로 계산해보면 15분 (900초) 이후, 초기위치 대비 0.16m 수평 위치오차가 발생하였다.

제안 항법 시스템의 성능을 비교하기 위하여 대조군을 설정하였다. 대조군으로 활용한 것은 실제로 제안 항법 시스템이 활용하고 있는 Ublox M8T 2대의 의사거리 측정치를 기반으로 Standalone 방식을 통해 계산한 위치 결과이다. 이는 실제로 도심에서 저가 단일주파수 GNSS 수신기를 기반으로 항법을 수행하는 사용자의 기본이 되는 방식이다. Ublox M8T #1의 데이터는 GPS와 BeiDou 측정치로 구성되어 있으며 Ublox M8T #2의 데이터는

GPS와 Galileo, GLONASS 측정치로 구성되어있다. 아래의 Figure 4-26은 제안 항법 시스템과 위의 대조군 2개의 ENU 위치오차를 시간에 대해 나타낸 것이다.

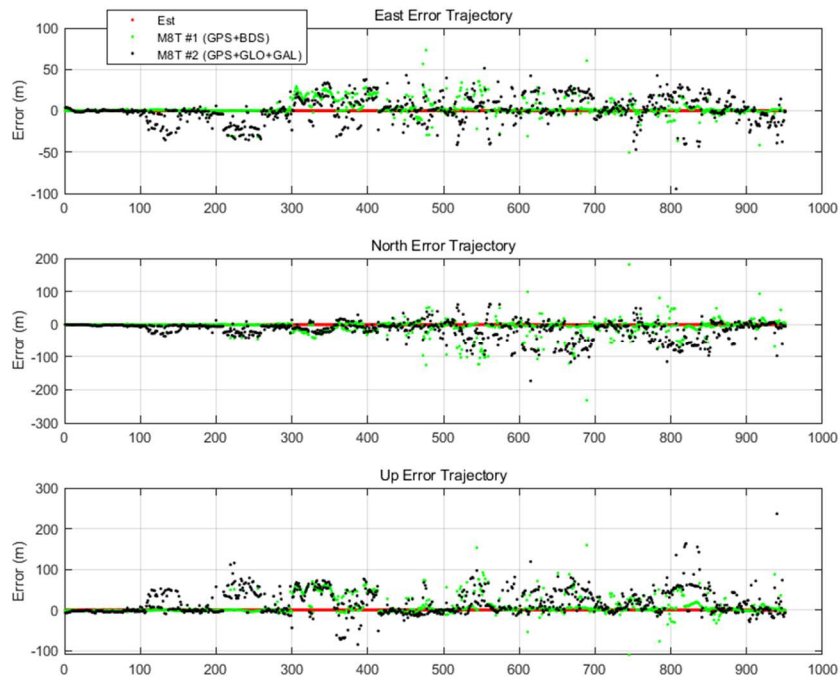


Figure 4-26. ENU 위치 오차 (Time History)

위의 그림에서 볼 수 있듯이 의사거리 측정치를 기반으로 계산한 위치해의 경우, 멀티패스 오차에 의해 수백m 수준의 위치오차가 발생한다. 이를 수치적으로 정리하면 아래의 표들과 같다. Table 4-1은 RMS 오차를 나타내며, Table 4-2은 최대 오차를 나타낸다.

Table 4-1. RMS 위치 오차 (ENU)

RMS	TDCP/INS (Proposed)	Ublox M8T #1	Ublox M8T #2
East	0.11 m	9.85 m	15.30 m
North	0.13 m	24.88 m	31.52 m
Up	0.24 m	23.65 m	34.87 m

Table 4-2. 최대 위치 오차 (ENU)

Maximum	TDCP/INS (Proposed)	Ublox M8T #1	Ublox M8T #2
East	0.27 m	73.28 m	94.50 m
North	0.34 m	231.66 m	173.15 m
Up	0.81 m	159.34 m	236.55 m

표에서 확인 할 수 있듯이 제안 항법 시스템은 극심 도심숲 환경에서도 약 0.2m 이하 수준의 수평 RMS 오차와 약 0.4m 수준의 최대 수평오차를 가진다. 반면 의사거리 기반의 항법해는 멀티패스 오차에 의해 수백m 수준의 최대오차를 갖는 것을 확인할 수 있다.

Ublox 수신기 측정치를 기반으로한 Standalone 항법해의 경우 수백m 수준의 오차를 가지지만 실제로 Ublox 수신기는 자체 필터 알고리즘을 보유하고 있다. 따라서 아래의 Figure 4-27와 같이 멀티패스 오차에 영향을 덜 받는 궤적과 같이 최종 위치해를 출력해준다. 아래의 그림은 실제 테헤란로 지도에 위치해 궤적을 나타낸 것이다. 하얀색은 측정치 기반 Standalone 위치해를 나타내며 초록색은 수신기가 출력하는 필터된 위치해를 나타낸다. 그림에서 볼 수 있듯이, 수신기 자체 필터된 위치 출력이 훨씬 작은 오차를 가

지는 것을 확인 할 수 있다. 따라서 이후 수신기가 자체적으로 출력해주는 필터된 위치해와 제안 항법 시스템의 성능을 비교해보았다. 추가적으로 다중 위성군을 모두 활용된 수신기 출력 위치해를 가정하여 Ublox M8T 2대의 출력 위치를 평균하여 위치결과를 비교해보았다.



Figure 4-27. 도심환경 저가 수신기 출력 위치해 비교

아래의 Figure 4-28은 앞서 설명한 대조군들과 함께 제안 항법 시스템의 ENU 위치 오차를 나타낸 것이다. 또한 이를 수치적으로 정리하면 아래의 표들과 같다. Table 4-3은 RMS 오차를 나타내며, Table 4-4은 최대 오차를 나타낸다.

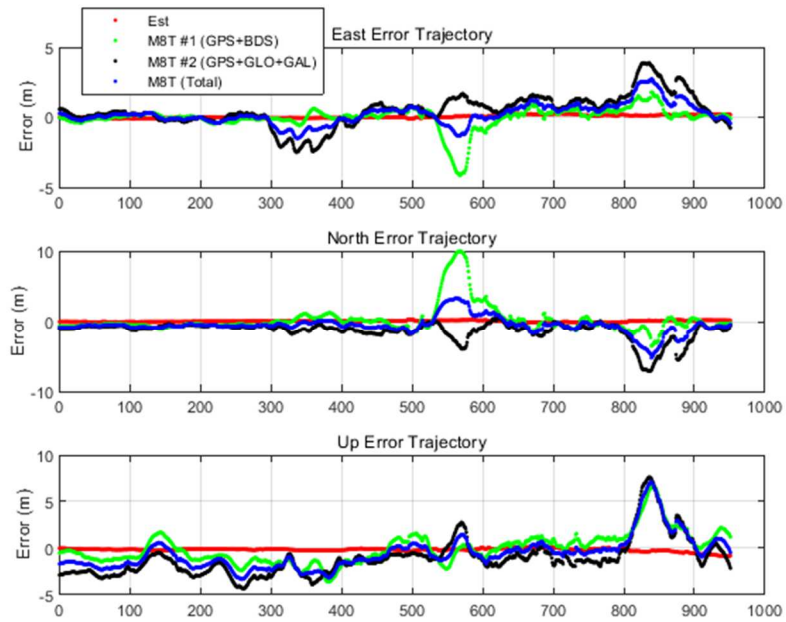


Figure 4-28. ENU 위치 오차 (Time History)

Table 4-3. RMS 위치 오차 (ENU)

RMS	TDCP/INS	Ublox	Ublox	Ublox M8T
	(Proposed)	M8T #1	M8T #2	#1, #2 평균
East	0.11 m	0.80 m	1.23 m	0.78 m
North	0.13 m	2.03 m	1.87 m	1.31 m
Up	0.24 m	1.67 m	2.31 m	1.85 m

Table 4-4. 최대 위치 오차 (ENU)

Maximum	TDCP/INS (Proposed)	Ublox M8T #1	Ublox M8T #2	Ublox M8T #1, #2 평균
East	0.27 m	4.14 m	3.89 m	2.73 m
North	0.34 m	10.04 m	7.13 m	5.25 m
Up	0.81 m	6.88 m	7.60 m	7.16 m

결과를 살펴보면 저가 수신기 자체 필터 알고리즘을 거쳐 계산된 위치해의 경우에 수백m 수준의 오차를 갖는 Standalone 위치해에 비해 상당히 작은 오차를 보이는 것을 확인 할 수 있다. 이는 RMS로 보았을 때 1~2m 수준까지 가능함을 알 수 있다. 하지만 특정구간에서 극심한 멀티패스 오차에 의해 최대 10m 수준의 오차가 발생하는 것을 확인 할 수 있다. 반면 제안항법 시스템은 안정적인 항법오차를 유지하며 최대 오차도 sub 미터 수준임을 확인할 수 있다. 이를 통계적으로 계산해보면 15분간 0.17m의 수평 RMS 오차를 가지며 최대 0.43m의 수평오차를 가지는 것을 확인 할 수 있었다. 따라서 이러한 결과를 통해 제안한 저가 정밀 차량 항법시스템이 극심도심숲 멀티패스 환경에서 강건한 정밀 항법 차량 시스템으로써 이용될 수 있음을 확인하였다.

또한 보다 장시간의 성능 검증을 위해 추가적인 실험을 진행하였다. 실험장비 및 구성은 동일하였으며 2019년 9월 19일 오전7시를 시작으로 1시간 동안 실험을 수행하였다. 장시간의 실험은 아래의 Figure 4-29와 같이 삼성역과 강남역을 왕복하여 40분 주행하고 삼성역부터 강남역을 지나 양재역까지 20분 주행하면서 극심 도심지 환경에서 지속적으로 수행되었다.



Figure 4-29. 실험 궤적 (장시간 도심 실측 실험)

아래의 Figure 4-30은 앞서 설명한 대조군들과 함께 제안 항법 시스템의 장시간 실험 ENU 위치 오차 결과를 나타낸 것이다. 또한 이를 수치적으로 정리하면 아래의 표들과 같다. Table 4-5은 RMS 오차를 나타내며, Table 4-6은 최대 오차를 나타낸다. 이때 대조군들은 모두 Ublox 수신기가 출력하는 필터된 위치이다.

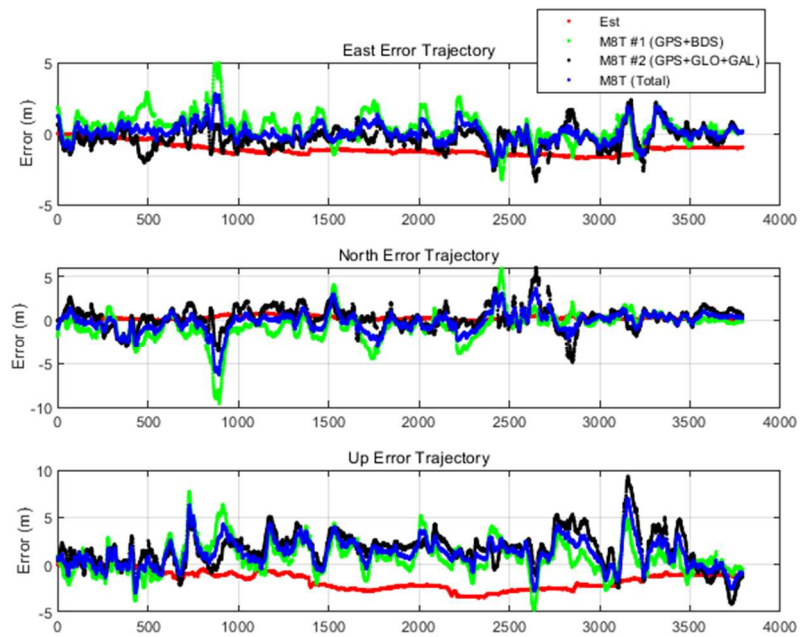


Figure 4-30. ENU 위치 오차 (Time History) – 장시간

Table 4-5. RMS 위치 오차 (ENU) – 장시간

RMS	TDOP/INS	Ublox	Ublox	Ublox M8T
	(Proposed)	M8T #1	M8T #2	#1, #2 평균
East	1.18 m	1.06 m	0.82 m	0.68 m
North	0.33 m	1.77 m	1.30 m	1.20 m
Up	1.89 m	1.84 m	2.45 m	1.90 m

Table 4-6. 최대 위치 오차 (ENU) - 장시간

Maximum	TDCP/INS (Proposed)	Ublox M8T #1	Ublox M8T #2	Ublox M8T #1, #2 평균
East	1.73 m	4.97 m	3.37 m	2.77 m
North	0.89 m	9.61 m	6.01 m	6.32 m
Up	3.47 m	7.73 m	9.32 m	6.99 m

저가 Ublox 수신기가 출력하는 위치해의 경우, 멀티패스 오차에 의해 최대 10m 수준으로 위치 오차가 극심해지는 영역들이 존재한다. 반면 제안 항법 시스템은 장시간에 걸쳐서도 안정적인 항법오차를 유지하며 최대 오차도 1~2m 수준임을 확인할 수 있다. 이를 통계적으로 계산해보면 1시간동안 1.22m의 수평 RMS 오차를 가지며 최대 1.94m의 수평오차를 가지는 것을 확인 할 수 있었다. 이는 초기 위치를 알고있는 것 이외에 1시간동안 어떠한 보정정보 또는 위치해 초기화 같은 시나리오를 사용하지 않은 결과이다. 따라서 이러한 결과를 통해 제안한 저가 정밀 차량 항법시스템이 극심 도심 숲 멀티패스 환경에서 장시간 동안에도 강건한 정밀 항법 차량 시스템으로써 이용될 수 있음을 확인하였다.

5장. 결론 및 향후 과제

본 연구에서는 반송파 위상 시간 차분 측정치를 활용한 극심 도심숲 멀티패스 환경용 저가 정밀 차량 항법 시스템을 제안하였다. 극심 도심숲 환경에서 의사거리 측정치에 비해 반송파 위상 측정치가 가지는 장점을 분석하고 이를 저가 GNSS 수신기에서도 활용할 수 있는 방안을 제시하였다. 반송파 위상 측정치를 직접적으로 항법에 사용하기 위해서는 미지정수를 빠르고 정확하게 결정하기 위하여 고가의 다중주파수 GNSS 수신기 및 외부의 보정정보가 필수적이지만 시간차분하여 사용하는 경우에 더 이상 미지정수를 결정할 필요가 없다. 따라서 본 연구에서는 저가 단일주파수 GNSS 수신기의 반송파 위상 시간차분 측정치 (TDCP)를 기반으로한 정밀 항법 시스템을 구현하였다. 반송파 위상 시간차분 측정치를 기반으로 추정된 상대위치는 기존에 알고 있는 위치에 누적하여 절대위치를 결정하게 된다. 이때 반송파 위상 측정치에 발생할 수 있는 사이클슬립 현상은 지속적인 항법 오차를 유발할 수 있기 때문에 반드시 처리해야한다. 하지만 저가 단일 주파수 GNSS 수신기의 제한된 정보로 인해 기존에 널리 쓰이는 다중주파수 정보에 기반한 사이클슬립 검출 알고리즘을 활용할 수 없었다. 따라서 본 연구에서는 INS를 기반으로한 사이클슬립 검출 알고리즘을 포함하였으며 TDCP/INS 구조의 항법 시스템을 제안하였다. 또한 TDCP와 INS를 결합하는데 있어 최적의 성능을 발휘 할 수 있도록 하는 필터를 설계하였다. TDCP 측정치는 일반 EKF를 통해 INS와 결합했을 때 최적의 성능을 가질 수 없다. 이는 TDCP가 현재와 이전의 정보를 포함함으로 EKF의 기본 가정인 현재 정보로만 이

루어져야함을 위배한다. 따라서 본 연구에서는 기존의 Delayed State Filter 개념과 함께 업데이트 주기에 따른 잡음의 상관성에 대해 분석하고 이를 기반으로 TDCP/INS 결합시 최적의 필터를 설계하였다. 설계된 필터는 시뮬레이션과 실측실험을 통해 성능이 검증되었으며 이러한 필터를 기반으로 저가 단일 GNSS 수신기와 INS를 결합한 형태의 저가 정밀 차량항법 시스템을 제안하였다.

제안한 저가 정밀 차량 항법 시스템이 도심 환경에서 최대한의 성능을 발휘 할 수 있도록 다중위성군을 활용하였다. 다중위성군을 활용함에 있어 시스템간의 시계 차이가 항법정확도에 큰 영향을 주지 않음을 분석하고 실제로 추정하지 않는 항법 시스템을 구성하여 도심환경의 제한된 가시위성수 조건에서도 더 높은 가용성 성능을 발휘 할 수 있도록 하였다. 또한 이러한 높은 가용성 확보를 토대로 사이클슬립 검출 알고리즘 설계시 고장검출 실패 (Miss Detection)에 대한 확률을 최대한 낮게 설정할 수 있었다.

본 제안 항법 시스템의 성능 검증을 위하여 국내에서 가장 도심환경이라고 알려져있는 강남 테헤란로에서 실측 주행실험을 진행하였다. 기존의 저가 GNSS 수신기 기반으로 최대 수백m 수준의 위치오차를 유발하는 극심 도심 환경에서도 제안 항법 시스템은 일정시간 내 초기위치 대비 0.17m의 수평 RMS 오차와 최대 0.43m 수평위치오차 성능을 확인하였다. 따라서 이러한 결과를 통해 제안한 저가 정밀 차량 항법시스템이 극심 도심숲 멀티패스 환경에서 강건한 정밀 항법 차량 시스템으로써 이용될 수 있음을 확인하였다.

본 연구에서 제안하는 극심 도심 환경용 저가 정밀 차량항법 시스템은 정밀한 상대위치 정보를 제공할 수 있다. 하지만 이는 알고 있는 초기위치에서 출발한다는 가정을 지닌다. 따라서 초기위치에 대한 정확도가 전체 절대 항법의 성능을 좌우한다. Vision 센서와 같은 다른 항법 시스템과 통합되어 사용된다면 초기위치를 알 수 있는 방법들은 존재하지만 제안한 항법 시스템이 단독으로 활용되는 경우에는 GNSS 수신기 측정치 정보를 기반으로 초기 위치를 결정할 필요가 있다. 따라서 향후과제로 도심환경에서 저가 GNSS

기반의 초기위치 결정에 대한 방안을 추가적으로 연구하고 있다. 단순히 초기시점의 GNSS 정보만을 활용한다면 멀티패스 오차에 대한 영향을 추정하고 약화시키는 것은 어려울 수 있다. 하지만 시간에 따라 데이터를 지속적으로 수집하여 분석을 통해 초기시점의 멀티패스 오차를 추정하고 제거할 수 있는 방안에 대한 알고리즘을 추가적으로 연구, 개발하고자 한다. 또한 전체적인 항법 성능 개선을 위한 방안에 대한 향후연구가 필요하다. 저가 INS의 성능을 보완하기 위한 고도화된 Calibration 방안을 적용하여 Cycle Slip 알고리즘 및 전체 항법 성능 개선을 이끌어 낼 수 있다. 추가적으로 현재의 Cycle Slip 알고리즘은 Miss Detection 상황의 발생을 제한하기 위하여 빈번한 False Alarm이 발생하는 것이 하나의 문제이다. 따라서 False Alarm이 발생한 측정치를 재검토할 수 있는 알고리즘을 추가 연구하여 실제 고장이 아님을 판단하고 전체적인 가용성을 높일 수 있을 것으로 생각된다. 마지막으로 모든 개발 시스템을 실시간화하여 데모시스템을 개발할 수 있도록 계산 효율화 작업이 필요하다.

Abstract

A Study on Low-Cost High-Precision Vehicle Navigation System for Deep Urban Multipath Environment Using Time Differenced Carrier Phase Measurement

Jungbeom Kim

School of Mechanical and Aerospace
Engineering

The Graduate School

Seoul National University

In this study, we developed a low-cost high-precision vehicle navigation system for deep urban multipath environment using time differenced carrier phase (TDCP) measurements. Although many studies to navigate autonomous vehicle using global positioning system (GPS) are constantly being conducted, it is still difficult to have accurate navigation solutions due to multipath errors in urban environment. Especially, low-cost GPS receivers that determine the solution based on pseudorange measurements are more vulnerable to multipath errors. Thus, we used carrier phase measurements which are more robust for multipath errors. However, without correction information from reference station such as real time kinematic (RTK), together with the limited information of a low-cost single-frequency receiver, it is difficult to quickly and accurately determine integer ambiguity of carrier phase

measurements. The integer ambiguity is time invariant and can be eliminate through time differencing. Therefore, we combined TDCP based GPS with an inertial navigation system (INS) to overcome deep urban multipath environment. The result of a dynamic field tests in deep urban area conducted to verify the accuracy of the proposed system indicate that it can achieve horizontal accuracy of sub meter level.

Keywords: GPS, TDCP, INS, Urban Environment, Multipath

Student ID: 2014-31043

참고 문헌

- [1] J. H. Rhee and J. Seo, "Low-cost curb detection and localization system using multiple ultrasonic sensors," *Sensors (Switzerland)*, vol. 19, no. 6, 2019.
- [2] N. Haala, M. Peter, J. Kremer, and G. Hunter, "Mobile LiDAR mapping for 3D point cloud collection in urban areas—A performance test," *The international archives of the photogrammetry, remote sensing and spatial information sciences*, vol. 37, pp. 1119–1127, 2008.
- [3] A. S. Huang, D. Moore, M. Antone, E. Olson, and S. Teller, "Finding multiple lanes in urban road networks with vision and lidar," *Autonomous Robots*, vol. 26, no. 2–3, pp. 103–122, 2009.
- [4] K. Donald, "Tesla vs Google: Do LIDAR Sensors Belong in Autonomous Vehicles?," *CIRCUITS*. [Online]. Available: <https://www.allaboutcircuits.com/news/tesla-vs-google-do-lidar-sensors-belong-in-autonomous-vehicles/>. [Accessed: 05-Nov-2019].
- [5] M. Hadj-Bachir and P. De Souza, "LIDAR sensor simulation in adverse weather condition for driving assistance development," 2019.
- [6] M. Abd Rabbou and A. El-Rabbany, "Tightly coupled integration of GPS precise point positioning and MEMS-based inertial systems," *GPS Solutions*, vol. 19, no. 4, pp. 601–609, 2015.
- [7] T. E. Humphreys, M. Murrian, and L. Narula, "Low-cost precise vehicular positioning in urban environments," *2018 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium, PLANS 2018 - Proceedings*, pp. 456–471, 2018.
- [8] T. Li, H. Zhang, Z. Gao, Q. Chen, and X. Niu, "High-accuracy positioning in urban environments using single-frequency multi-GNSS RTK/MEMSIMU integration," *Remote Sensing*, vol. 10, no. 2, 2018.
- [9] A. Angrisano, M. Petovello, and G. Pugliano, "Benefits of combined GPS/GLONASS with low-cost MEMS IMUs for vehicular urban navigation," *Sensors*, vol. 12, no. 4, pp. 5134–5158, 2012.
- [10] P. D. Groves and Z. Jiang, "Height aiding, C/N0 weighting and consistency checking for gnss nlos and multipath mitigation in urban areas," *Journal of Navigation*, vol. 66, no. 5, pp. 653–669, 2013.
- [11] P. Davidson, J. Hautamäki, J. Collin, and J. Takala, "Improved Vehicle Positioning in Urban Environment through Integration of GPS and Low-Cost Inertial Sensors," 2006.
- [12] H. J. Chu, G. J. Tsai, K. W. Chiang, and T. T. Duong, "GPS/MEMS INS

- data fusion and map matching in urban areas,” *Sensors (Switzerland)*, vol. 13, no. 9, pp. 11280–11288, 2013.
- [13] Y. Ng and G. X. Gao, “Direct position estimation utilizing non-line-of-sight (NLOS) GPS signals,” *29th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, ION GNSS 2016*, vol. 2, pp. 1279–1284, 2016.
- [14] B. K. H. Soon, S. Scheduling, H. K. Lee, H. K. Lee, and H. Durrant-Whyte, “An approach to aid INS using time-differenced GPS carrier phase (TDCP) measurements,” *GPS Solutions*, vol. 12, no. 4, pp. 261–271, 2008.
- [15] W. Ding and J. Wang, “Precise velocity estimation with a stand-alone GPS receiver,” *Journal of Navigation*, vol. 64, no. 2, pp. 311–325, 2011.
- [16] J. Wendel and G. F. Trommer, “Tightly coupled GPS/INS integration for missile applications,” *Aerospace Science and Technology*, vol. 8, no. 7, pp. 627–634, 2004.
- [17] J. Wendel, O. Meister, R. Mönikes, and G. F. Trommer, “Time-differenced carrier phase measurements for tightly coupled GPS/INS integration,” *Record – IEEE PLANS, Position Location and Navigation Symposium*, vol. 2006, pp. 54–60, 2006.
- [18] S. Han and J. Wang, “Integrated GPS/INS navigation system with dual-rate Kalman Filter,” *GPS Solutions*, vol. 16, no. 3, pp. 389–404, 2012.
- [19] Y. Zhao, “Applying Time-Differenced Carrier Phase in Nondifferential GPS/IMU Tightly Coupled Navigation Systems to Improve the Positioning Performance,” *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, vol. 66, no. 2, pp. 992–1003, 2017.
- [20] W. E. Travis, “Path Duplication Using GPS Carrier Based Relative Position for Automated Ground Vehicle Convoys,” Auburn University, 2010.
- [21] M. J. Rycroft, *Understanding GPS. Principles and applications*, vol. 59, no. 5. 1997.
- [22] 2018 IS-GPS-200J, “IS-GPS-200 Revision J Navstar Global Positioning System ‘Interface Specification: Navstar GPS Space Segment/Navigation User Segment Interface’, Navstar GPS Joint Program Office, April 2018,,” *Document ICD-GPS-200 Revision IRN-200C-004*, 2006.
- [23] R. M. Alkan, H. Karaman, and M. Şahin, “GPS, GALILEO and GLONASS satellite navigation systems & GPS modernization,” *RAST 2005 – Proceedings of 2nd International Conference on Recent Advances in Space Technologies*, vol. 2005, pp. 390–394, 2005.

- [24] D. Hayes, "Galileo signals and the open service signal-in-space interface control document," *25th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation 2012, ION GNSS 2012*, vol. 4, pp. 2550–2571, 2012.
- [25] "BeiDou Navigation Satellite System Signal In Space Interface Control Document – Open Service Signal B3I (Version 1.0)," no. February, 2018.
- [26] S. S. Jan and A.-L. Tao, "Comprehensive Comparisons of Satellite Data, Signals, and Measurements between the BeiDou Navigation Satellite System and the Global Positioning System," *Sensors (Switzerland)*, vol. 5, p. 689, 2016.
- [27] O. Montenbruck, A. Hauschild, P. Steigenberger, U. Hugentobler, P. Teunissen, and S. Nakamura, "Initial assessment of the COMPASS/BeiDou-2 regional navigation satellite system," *GPS Solutions*, vol. 17, no. 2, pp. 211–222, 2013.
- [28] R. Odolinski, P. J. G. Teunissen, and D. Odijk, "Combined BDS, Galileo, QZSS and GPS single-frequency RTK," *GPS Solutions*, vol. 19, no. 1, pp. 151–163, 2014.
- [29] "Quasi-Zenith Satellite System Performance Standard," 2017.
- [30] Novatel, "GNSS Overview." [Online]. Available: <https://www.novatel.com/an-introduction-to-gnss/chapter-1-gnss-overview/section-1/>. [Accessed: 23-Oct-2019].
- [31] Wikipedia, "L band." [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/L_band. [Accessed: 23-Oct-2019].
- [32] GPS Spotlight, "GNSS (Global Navigation Satellite System)." [Online]. Available: <https://spotlight.unavco.org/how-gps-works/gps-basics/gnss-global-navigation-satellite-systems.html>. [Accessed: 23-Oct-2019].
- [33] Rohde & Schwarz, "Receiving BEIDOU , GALILEO and GPS signals with MATLAB ® and R & S ® IQR , R & S ® TSMW Application Note."
- [34] U.S Government, "Control Segment." [Online]. Available: <https://www.gps.gov/systems/gps/control/>. [Accessed: 24-Oct-2019].
- [35] FAA, "GPS – User Segment." [Online]. Available: https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/gps/usersegments/. [Accessed: 24-Oct-2019].
- [36] O. Julien *et al.*, "Analysis and Quality Study of GNSS Monitoring Stations' Pseudorange and Carrier-Phase Measurements," in *ITM of ION GNSS 2006*, 2014.
- [37] J. Song, "A Study on Improving Performance of Network RTK through Tropospheric Modeling for Land Vehicle Applications," Seoul National University, 2016.

- [38] H. No, A. Cho, and C. Kee, "Attitude estimation method for small UAV under accelerative environment," *GPS Solutions*, vol. 19, no. 3, pp. 343–355, 2015.
- [39] Information and Analysis Center for PNT, "GLONASS Constellation Status." [Online]. Available: <https://www.glonass-iac.ru/en/GLONASS/>. [Accessed: 24-Oct-2019].
- [40] O. L. Colombo, "Ephemeris errors of GPS satellites," *Bulletin Géodésique*, vol. 60, no. 1, pp. 64–84, 1986.
- [41] D. L. M. Warren and J. F. Raquet, "Broadcast vs. precise GPS ephemerides: a historical perspective," *GPS Solutions*, vol. 7, no. 3, pp. 151–156, Dec. 2003.
- [42] S. S. Jan and A. L. Tao, "The open service signal in space navigation data comparison of the global positioning system and the BeiDou navigation satellite system," *Sensors (Switzerland)*, vol. 14, no. 8, pp. 15182–15202, 2014.
- [43] Wikipedia, "Orbital Elements." [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Orbital_elements. [Accessed: 25-Oct-2019].
- [44] D. Kim, "A Study on Correction Generation Algorithms for Wide Area Differential GNSS," Seoul National University, 2006.
- [45] D. Han, "A Study on Improving the Accuracy of SBAS Ionosphere Correction by Applying Double-Difference Carrier Phase Measurements," 2018.
- [46] B. PARK, "A Study on Reducing Temporal and Spatial Decorrelation Effect in GNSS Augmentation System: Consideration of the Correction Message Standardization," Seoul National University, 2008.
- [47] Y. Gao and Z. Z. Liu, "Precise Ionosphere Modeling Using Regional GPS Network Data," *Journal of Global Positioning Systems*, vol. 1, no. 1, pp. 18–24, 2002.
- [48] T. Rui, Z. Qin, H. Guanwen, and Z. Hong, "On ionosphere-delay processing methods for single-frequency precise-point positioning," *Geodesy and Geodynamics*, vol. 2, no. 1, pp. 71–76, 2011.
- [49] J. A. Klobuchar, "Ionospheric Time-Delay Algorithm for Single-Frequency GPS Users," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. AES-23, no. 3, 1987.
- [50] Navipedia, "Klobuchar Ionospheric Model." [Online]. Available: https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/Klobuchar_Ionospheric_Model. [Accessed: 25-Oct-2019].
- [51] J. Saastamoinen, *Atmospheric Correction for Troposphere and Stratosphere in Radio Ranging of Satellites*. Washington, DC: The Use of

- Artificial Satellites for Geodesy, Geophysics Monograph Series, 1972.
- [52] S. (FAA) Zaidman, "Global Positioning System Wide Area Augmentation System (Waas) Performance Standard," *US Government Document*, no. 1, p. 60, 2008.
 - [53] R. S. C. 159, "Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/Wide Area Augmentation System Airborne Equipment," Washington, DC, RTCA/DO-229D, 2006.
 - [54] Navipedia, "Galileo Tropospheric Correction Model." [Online]. Available: https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/Galileo_Tropospheric_Correction_Model. [Accessed: 26-Oct-2019].
 - [55] P. D. Groves, Z. Jiang, L. Wang, and M. K. Ziebart, "Intelligent urban positioning using multi-constellation GNSS with 3D mapping and NLOS Signal detection," *25th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation 2012, ION GNSS 2012*, vol. 1, no. September, pp. 458-472, 2012.
 - [56] P. D. Groves, "How Does Non- Line-of-Sight Reception Differ From Multipath Interference?," *Inside GNSS*, no. V, pp. 40-42, 2013.
 - [57] L. T. Hsu, S. S. Jan, P. D. Groves, and N. Kubo, "Multipath mitigation and NLOS detection using vector tracking in urban environments," *GPS Solutions*, vol. 19, no. 2, pp. 249-262, 2015.
 - [58] K.; Waldemar, "A Three Dimensional Choke Ring Ground Plane Antenna," *Proceedings of the 16th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS/GNSS 2003)*, pp. 1883-1888, 2003.
 - [59] G. Robb, "Circularly Polarized Antennas Explained, Without The Math," 2017.
 - [60] M. Park *et al.*, "Position and Measurement Performance Analysis of GPS Receiver applied LQG based Vector Tracking Loop," *The Journal of Advanced Navigation Technology*, vol. 21, no. 1, pp. 43-49, Feb. 2017.
 - [61] C.-W. Kim, "A Study on Modeling GNSS Receiver Tracking Loop and its Application to LQG based Vector Tracking Algorithm," Seoul National University, 2016.
 - [62] N. Zhu, J. Marais, D. Betaille, and M. Berbineau, "GNSS Position Integrity in Urban Environments: A Review of Literature," *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, vol. 19, no. 9, pp. 2762-2778, 2018.
 - [63] S. Zhang, S. Lo, Y. H. Chen, T. Walter, and P. Enge, "GNSS multipath detection in urban environment using 3D building model," *2018 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium, PLANS 2018* -

- Proceedings*, pp. 1053–1058, 2018.
- [64] E. Calais, “GPS Noise, Noise Models and Sources,” *Purdue University*, p. 30, 2010.
 - [65] C. Kee, T. Walter, Y. chung Chao, Y. J. Tsai, P. Enge, and B. W. Parkinson, “Comparison of master station and user algorithms for wide-area augmentation system,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 20, no. 1, pp. 170–176, 1997.
 - [66] J. L. M. Felux, M.-S. Ciciu, M. Caamano, “Potential for multi-frequency multi-constellation GNSS augmentation systems in unmanned autonomous systems.”
 - [67] Wikipedia, “Dilution of Precision.” [Online]. Available: [https://en.wikipedia.org/wiki/Dilution_of_precision_\(navigation\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Dilution_of_precision_(navigation)). [Accessed: 26-Oct-2019].
 - [68] M. Tahsin, S. Sultana, T. Reza, and M. Hossam-E-Haider, “Analysis of DOP and its preciseness in GNSS position estimation,” *2nd International Conference on Electrical Engineering and Information and Communication Technology, iCEEiCT 2015*, no. May, pp. 21–23, 2015.
 - [69] FAA, “WIDE-AREA AUGMENTATION SYSTEM PERFORMANCE ANALYSIS REPORT,” 2004.
 - [70] ESA, “Monthly Performance Report November 2016,” 2016.
 - [71] EU Satellite Navigation Programme Management, “EGNOS – Safety of Life Service Definition Document,” 2015.
 - [72] ICAO, “ICAO ANNEX 10,” 2007.
 - [73] Wikipedia, “Inertial Navigation System.” [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Inertial_navigation_system. [Accessed: 09-Nov-2019].
 - [74] O. J. Woodman, “Introduction to Inertial Navigation,” 2007.
 - [75] D. T. & J. Weston, *Strapdown Inertial Navigation Technology, Second Edition*, vol. 2nd. 2004.
 - [76] TEXAMPLE, “Example: Inertial Navigation System.” [Online]. Available: <http://www.texample.net/tikz/examples/inertial-navigation-system/>. [Accessed: 09-Nov-2019].
 - [77] Flight Literacy, “Inertial Navigation System (INS) (Part I).” [Online]. Available: <https://www.flightliteracy.com/inertial-navigation-system-ins-part-one/>. [Accessed: 09-Nov-2019].
 - [78] H. Bolandhemmat, “Strapdown Inertial Navigation Systems (INS) Sensors and UAVs Avionic.”
 - [79] W. S. Flenniken, “MODELING INERTIAL MEASUREMENT UNITS AND ANALYZING THE EFFECT OF THEIR ERRORS IN NAVIGATION APPLICATIONS,” Auburn University, 2005.

- [80] "Inertial Measurement Units and Inertial Navigation." [Online]. Available: <https://www.vectornav.com/support/library/imu-and-ins>. [Accessed: 08-Jul-2019].
- [81] Z. F. Syed, P. Aggarwal, C. Goodall, X. Niu, and N. El-Sheimy, "A new multi-position calibration method for MEMS inertial navigation systems," *Measurement Science and Technology*, vol. 18, no. 7, pp. 1897–1907, 2007.
- [82] D. Jurman, M. Jankovec, R. Kamnik, and M. Topič, "Calibration and data fusion solution for the miniature attitude and heading reference system," *Sensors and Actuators, A: Physical*, vol. 138, no. 2, pp. 411–420, 2007.
- [83] I. Centinello, Frank J., "Analysis of the NED and ECEF covariance propagation for the navigational extended Kalman filter," University of Buffalo, 2007.
- [84] Y. Kim, "A Study on Cycle Slip Detection of Single Frequency GNSS Receiver using Low Cost INS," Seoul National University, 2016.
- [85] A. A. Okiwelu, E. E. Okwueze, and C. E. Onwukwe, "Evaluation of Accuracy of the Geodetic Reference Systems for the Modelling of Normal Gravity Fields of Nigeria," *Applied Physics Research*, vol. 2, no. 2, pp. 25–40, 2010.
- [86] B. A. Kriegsmann and K. B. Mahar, "Gravity-model errors in mobile inertial-navigation systems," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 9, no. 3, pp. 312–318, 1986.
- [87] W. Ding, J. Wang, C. Rizos, and D. Kinlyside, "Improving adaptive kalman estimation in GPS/INS integration," *Journal of Navigation*, vol. 60, no. 3, pp. 517–529, 2007.
- [88] G. Falco, M. Pini, and G. Marucco, "Loose and tight GNSS/INS integrations: Comparison of performance assessed in real Urban scenarios," *Sensors (Switzerland)*, vol. 17, no. 2, 2017.
- [89] L. N. Hieu and V. H. Nguyen, "Loosely coupled GPS/INS integration with Kalman filtering for land vehicle applications," *2012 International Conference on Control, Automation and Information Sciences, ICCAIS 2012*, pp. 90–95, 2012.
- [90] Z. Li, D. Wang, Y. Dong, and J. Wu, "An enhanced tightly-coupled integrated navigation approach using phase-derived position increment (PDPI) measurement," *Optik*, vol. 156, pp. 135–147, 2018.
- [91] H. Han, J. Wang, J. Wang, and X. Tan, "Performance analysis on carrier phase-based tightly-coupled GPS/BDS/INS integration in GNSS degraded and denied environments," *Sensors (Switzerland)*, vol. 15, no. 4, pp. 8685–8711, 2015.

- [92] A. Soloviev, S. Gunawardena, and F. Van Graas, "Deeply integrated GPS/low-cost IMU for low CNR signal processing: Concept description and in-flight demonstration," *Navigation, Journal of the Institute of Navigation*, vol. 55, no. 1, pp. 1–13, 2008.
- [93] G. Gao and G. Lachapelle, "A Novel Architecture for Ultra-Tight HSGPS-INS Integration," *Journal of Global Positioning Systems*, vol. 7, no. 1, pp. 46–61, 2008.
- [94] M. Lashley and D. M. Bevly, "Performance comparison of deep integration and tight coupling," *Navigation, Journal of the Institute of Navigation*, vol. 60, no. 3, pp. 159–178, 2013.
- [95] B. Wang, L. Miao, S. Wang, and J. Shen, "A constrained LAMBDA method for GPS attitude determination," *GPS Solutions*, vol. 13, no. 2, pp. 97–107, 2009.
- [96] L. Baroni and H. K. Kuga, "Evaluation of two integer ambiguity resolution methods for real time GPS positioning," *WSEAS Transactions on Systems*, vol. 8, no. 3, pp. 323–333, 2009.
- [97] P. Teunissen, "The Lambda Method for the GNSS Compass," *Artificial Satellites*, vol. 41, no. 3, 2008.
- [98] P. J. G. TEUNISSEN, P. J. DE JONGE, and C. C. J. M. TIBERIUS, "Performance of the LAMBDA Method for Fast GPS Ambiguity Resolution," *Navigation*, vol. 44, no. 3, pp. 373–383, 1997.
- [99] B. Park, "A Study on Reducing Temporal and Spatial Decorrelation Effect in GNSS Augmentation System: Consideration of the Correction Message Standardization," Seoul National University, 2008.
- [100] "Crustal Dynamics Data Information System." [Online]. Available: https://cddis.nasa.gov/Data_and_Derived_Products/GNSS/atmospheric_products.html. [Accessed: 08-Jul-2019].
- [101] R. Brown and P. Hwang, *Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering with MatLab Exercises Fourth Edition*. 2011.
- [102] J. Kim, Y. Kim, J. Song, D. Kim, M. Park, and C. Kee, "Performance Improvement of Time-Differenced Carrier Phase Measurement-Based Integrated GPS/INS Considering Noise Correlation," *Sensors*, vol. 19, no. 14, p. 3084, Jul. 2019.
- [103] "Analog Devices." [Online]. Available: <https://www.analog.com/en/products/adis16405.html>. [Accessed: 03-Feb-2019].
- [104] C. H. Lim, L. Y. Ong, T. S. Lim, and V. C. Koo, "Kalman Filtering and Its Real-Time Applications," in *Real-time Systems*, vol. i, no. tourism, InTech, 2016, p. 13.
- [105] D. Kim, J. Song, S. Yu, C. Kee, and M. Heo, "A New Algorithm for

- High-Integrity Detection and Compensation of Dual-Frequency Cycle Slip under Severe Ionospheric Storm Conditions,” *Sensors*, vol. 18, no. 11, p. 3654, 2018.
- [106] M. Karaim, T. Karamat, A. Noureldin, and A. El-Shafie, “GPS Cycle Slip Detection and Correction at Measurement Level,” *British Journal of Applied Science & Technology*, vol. 4, no. 29, pp. 4239–4251, 2014.
- [107] R. Kumar and M. G. Petovello, “3D building model-assisted snapshot positioning algorithm,” *GPS Solutions*, vol. 21, no. 4, pp. 1923–1935, 2017.
- [108] D. Kim and R. B. Langley, “Instantaneous real-time cycle-slip correction of dual frequency GPS data,” *Proceedings of the international symposium on kinematic systems in geodesy, geomatics and navigation*, pp. 255–264, 2001.
- [109] S. Bisnath, “Efficient, Automated cycle-slip correction of dual-frequency kinematic GPS data,” *3th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 2000)*, pp. 145–154, 2000.
- [110] Y. Gao and Z. Li, “Cycle slip detection and ambiguity resolution algorithms for dual-frequency gps data processing,” *Marine Geodesy*, vol. 22, no. 3, pp. 169–181, 1999.
- [111] S. Sharma, N. Dashora, P. Galav, and R. Pandey, “Cycle slip detection, correction and phase leveling of RINEX formatted GPS observables,” *Current Science*, vol. 100, no. 2, pp. 205–212, 2011.
- [112] G. Blewitt, “An Automatic Editing Algorithm for GPS data,” *Geophysical Research Letters*, vol. 17, no. 3, pp. 199–202, 1990.
- [113] Z. Liu, “A new automated cycle slip detection and repair method for a single dual-frequency GPS receiver,” *Journal of Geodesy*, vol. 85, no. 3, pp. 171–183, 2011.
- [114] Z. Ren, L. Li, J. Zhong, M. Zhao, and Y. Shen, “A Real-time Cycle-slip Detection and Repair Method for Single Frequency GPS Receiver,” *International Conference on ...*, vol. 17, pp. 224–230, 2011.
- [115] H. K. Lee, J. Wang, and C. Rizos, “Effective cycle slip detection and identification for high precision GPS/INS integrated systems,” *Journal of Navigation*, vol. 56, no. 3, pp. 475–486, 2003.
- [116] C. Altmayer, “Enhancing the integrity of integrated GPS/INS systems by cycle slip detection and correction,” *IEEE Intelligent Vehicles Symposium, Proceedings*, no. Mi, pp. 174–179, 2000.
- [117] B. Park and C. Kee, “The compact network RTK method: An effective solution to reduce GNSS temporal and spatial decorrelation error,” *Journal of Navigation*, vol. 63, no. 2, pp. 343–362, 2010.

- [118] J. Kim *et al.*, “Accuracy improvement of DGPS for low-cost single-frequency receiver using modified Flächen Korrektur parameter correction,” *ISPRS International Journal of Geo-Information*, vol. 6, no. 7, 2017.
- [119] S. Du and Y. Gao, “Inertial aided cycle slip detection and identification for integrated PPP GPS and INS,” *Sensors (Switzerland)*, vol. 12, no. 11, pp. 14344–14362, 2012.
- [120] O. Colombo, U. Bhapkar, and A. Evans, “Inertial-Aided Cycle-Slip Detection/Correction for Precise, Long-Baseline Kinematic GPS,” *Proceedings of the 12th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 1999)*, no. September, pp. 1915–1922, 1999.
- [121] A. Lipp and X. Gu, “Cycle-slip detection and repair in integrated navigation systems,” *Record - IEEE PLANS, Position Location and Navigation Symposium*, pp. 681–688, 1994.
- [122] C. Cai and Y. Gao, “A combined GPS/GLONASS navigation algorithm for use with limited satellite visibility,” *Journal of Navigation*, vol. 62, no. 4, pp. 671–685, 2009.
- [123] C. Cai and Y. Gao, “Precise Point Positioning Using Combined GPS and GLONASS Observations,” *Journal of Global Positioning Systems*, vol. 6, no. 1, pp. 13–22, 2007.